АВИАЦИОННЫЕ ПРИБОРЫ

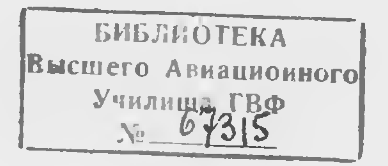
АВИАЦИОННЫЕ ПРИБОРЫ

В. А. БОДНЕР, Г. О. ФРИДЛЕНДЕР,
Н. И. ЧИСТЯКОВ

АВИАЦИОННЫЕ ПРИБОРЫ

Под редакцией докт. техн. наук
проф. *В. А. Боднера*

*Допущено
Министерством высшего и среднего специального образования РСФСР
в качестве учебного пособия
для авиационных вузов*



ГОСУДАРСТВЕННОЕ
НАУЧНО-ТЕХНИЧЕСКОЕ ИЗДАТЕЛЬСТВО
ОБОРОНГИЗ

Москва 1960

В книге изложены теория, принципы построения, особенности устройства и элементы проектирования приборов контроля работы силовых установок и манометрических пилотажно-навигационных приборов.

Книга является учебным пособием для авиационных вузов по курсу «Авиационные приборы», но может быть полезна также для инженерно-технических работников, интересующихся вопросами авиационного приборостроения.

Рецензенты: Ленинградский институт авиационного приборостроения и докт. техн. наук проф. **Б. А. Рябов**

Зав. редакцией инж. *С. Д. Красильников*

ПРЕДИСЛОВИЕ

К авиационным приборам относятся приборы авиационных силовых установок, пилотажно-навигационные приборы (в том числе гироскопические) и навигационные системы.

В курсе «Авиационные приборы», читаемом в авиационных ВУЗах, излагается только общая теория приборов и рассматриваются приборы силовых установок и манометрические пилотажно-навигационные приборы. Остальные вопросы авиационного приборостроения излагаются в соответствующих курсах. Настоящая книга является учебным пособием по курсу «Авиационные приборы».

В книге изложены основы теории методов измерения параметров, характеризующие режим полета и режим работы силовых установок; основы теории элементов авиационных приборов; теория, принципы построения, особенности устройства и расчет приборов контроля работы авиационных силовых установок и манометрических пилотажно-навигационных приборов. Основное внимание уделено теории и принципам построения приборов. Большое внимание уделено также теории погрешностей, являющейся основным содержанием теории приборов. Рассмотрены причины появления погрешностей и приведен анализ методов компенсации погрешностей. Изложение особенностей устройства приборов преследует цель показать примеры возможной реализации и ознакомить с некоторыми современными конструкциями. Рассмотрение каждого из приборов заканчивается изложением элементов расчета и проектирования.

Наряду с приборами, применяемыми в авиации в настоящее время, в книге рассмотрены методы измерения и возможные схемы приборов, которые могут найти применение в будущем.

Введение, гл. I, III, V, VI, VIII—XIV, разд. 1 и 2 гл. IV и разд. 1, 2, 3, 5 гл. VII написаны В. А. Боднером; гл. II, разд. 4 гл. VII, разд. 1—4 гл. XV, разд. 1—6 гл. XVI и гл. XVII — Г. О. Фридлендером; разд. 3—5 гл. IV — Н. И. Чистяковым. Разд. 5 гл. XV и разд. 7 гл. XVI написаны М. С. Козловым; части разд. 5 гл. XI и разд. 5 гл. XII, посвященные расчету, написаны В. В. Олизаровым, за что авторы выражают им благодарность.

ВВЕДЕНИЕ

Чрезвычайно сложное и разнообразное оборудование современных самолетов предназначено для сбора и переработки информации, управления и самолетовождения, связи и т. д. Многолетний опыт развития авиации показывает, что совершенствование летательных аппаратов сопровождается все более широким применением авиационного оборудования. Роль оборудования самолета чрезвычайно велика. Без оборудования невозможно не только выполнять боевые задачи, но и летать вообще. Иногда силовую установку называют сердцем летательного аппарата. Если уместны такие сравнения, то о специальном оборудовании можно сказать, что оно составляет глаза, уши, нервы и мозг самолета. В подтверждение этого можно указать, что имеются летательные аппараты с соответствующим оборудованием, способные без участия человека совершать управляемый полет и необходимые маневры.

Специальное оборудование самолетов разделяется на приборное, автоматическое, электро- и радиооборудование. Весь комплекс приборного оборудования называется *авиационными приборами*. Авиационные приборы нередко объединяются во взаимосвязанные группы, образуя целые *измерительные системы*, поэтому вместо термина «приборное оборудование самолетов» целесообразнее применять более точный термин «авиационные приборы и измерительные системы».

Курс «Авиационные приборы и измерительные системы» — научная дисциплина, посвященная изучению принципов действия, теории, конструкции, методов расчета, эксплуатации и методов тактического применения устройств, предназначенных для сбора и переработки информации о режимах полета и режимах работы силовых установок, о внешних условиях, о положении самолета по отношению к цели и другим самолетам строя. Полученная при помощи этих устройств информация используется для ручного и автоматического управления самолетом, вооружением, агрегатами и устройствами, для самолетовождения, бомбометания, стрельбы и пр.

В курсе «Авиационные приборы и измерительные системы» изучаются не только уже известные технические средства и способы их применения, но излагаются также пути изыскания новых технических средств и новых методов их применения.

Режимы полета, режимы работы силовых установок, внешние условия и пр. являются совокупностью сложных процессов. Для оценки этих режимов необходимо знать большое количество параметров, называемых *параметрами режимов*. В помещенной ниже таблице приведены параметры основных режимов. Вполне очевидно, что для осуществления полета необходимо обеспечить измерение указанных параметров, для чего и служат авиационные приборы.

Процесс измерения в широком смысле можно назвать *сбором информации* о режимах полета, режимах работы силовых установок и др.

Так как собранная информация является разрозненной (получаются сведения об отдельных параметрах режимов), то для получения обобщенных данных о режимах информацию необходимо перерабатывать. Обобщение данных о режимах выполняется оператором (летчиком, штурманом, бортинженером) или авиационными приборами. Если переработка информации и обобщение данных осуществляют приборами, то они, как было указано, объединяются во взаимосвязанные группы и образуют измерительные системы с применением вычислителей и логических элементов.

Для удобства изучения авиационные приборы классифицируются по группам: назначению, измеряемой величине, принципу действия и т. д. Существуют пилотажно-навигационные приборы, назначением которых является получение информации о режимах полета для пилотирования и самолетовождения; приборы контроля работы авиационных двигателей, обеспечивающие получение информации о режимах работы двигателей; приборы, служащие для сбора информации о внешних условиях, о положении самолета по отношению к цели и т. д. По измеряемой величине (измеряемому параметру) приборы разделяются на измерители курсового угла, измерители углов крена и тангажа, измерители скорости полета и т. д. По принципу действия приборы можно разделить на мембранные, гироскопические, электрические и др.

В этой связи материал учебника разделен по следующему принципу: гл. I—VII — общие вопросы теории элементов приборов; гл. VIII—XIV — приборы контроля работы авиационных двигателей; гл. XV—XVII — пилотажно-навигационные мембранные приборы.

Деление книги на главы произведено по типам приборов, а деление внутри глав — по принципу действия приборов.

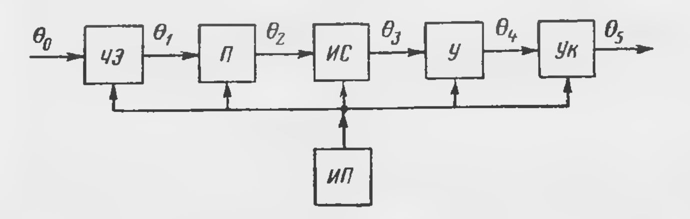
Всякий измерительный прибор, в том числе и авиационный, состоит из ряда элементов, предназначенных для выполнения определенных функций. Прежде всего в приборе должен быть орган, на который воздействует измеряемая величина. Это воздействие может быть самым различным в зависимости от природы измеряемой величины и типа прибора. Такой орган называется *чувствительным элементом (или приемником)* прибора.

Параметры						
режимов полета одиночного самолета			режимов работы силовых установок	внешних условий	режимов полета строем	цели
угловые	линейные	время				
Углы: рысканья крена тангажа атаки скольжения Курс Пеленг Путевой угол Угловые скорости: рысканья крена тангажа Угловые ускорения: рысканья крена тангажа	Координаты центра масс самолета Высота Пройденное расстояние Широта Долгота Расстояние до заданной точки (аэродрома) Скорости центра масс: путевая истинная приборная вертикальная боковая Число М Ускорения центра масс: продольное боковое вертикальное	Время Время полета Располагаемое время	Тяга (мощность) Число об[illegible] Температура газов Расход топлива Запас топлива Давление топлива Давление масла Температура масла Давление после компрессора	Температура воздуха Влажность Скорость ветра Направление ветра Турбулентность Перегрузки Скоростной напор Радиация	Относительные координаты: дистанция интервал превышение Относительные скорости: продольная боковая вертикальная Относительные ускорения: продольное боковое вертикальное	Направление на цель Расстояние до цели Относительная скорость сближения Угловая скорость визирования

При измерении неэлектрических величин эти величины обычно преобразуются в электрические или величины другой природы. Для этой цели прибор должен иметь специальный орган — *преобразователь*. Чувствительный элемент вместе с преобразователем образуют *датчик* прибора.

Дальнейшее преобразование сигнала, пропорционального измеряемой величине, производится в устройстве, называемом *измерительной схемой* прибора.

Сигнал от измерительной схемы должен быть усилен (если в этом есть необходимость) и передан на указательную систему прибора (или другим потребителям сигнала, например системе управ-



Скелетная схема прибора.

ЧЭ—чувствительный элемент, *П*—преобразователь, *ИС*—измерительная схема, *У*—усилитель, *Ук*—указатель, *ИП*—источник питания.

ления, вычислителям и т. д.). Для выполнения функций усиления и передачи сигналов прибор имеет *усилительное устройство* и *дистанционную передачу*.

Для того чтобы воспроизвести измеряемую величину в принятых единицах измерения или отметить направление ее изменения, служит указательная система прибора (указатель).

В общем случае прибор работает при наличии постороннего источника энергии. В некоторых случаях чувствительный элемент совмещается с преобразователем, а дистанционная передача — с измерительной схемой или усилителем.

На фигуре приведена скелетная схема прибора. Как видно, в общем случае прибор представляет собой незамкнутую динамическую систему (хотя внутри него могут быть замкнутые контуры), состоящую из элементов различной природы (механических, электрических и др.).

К приборам предъявляется ряд следующих требований.

П о г р е ш н о с т и прибора, являющиеся одной из основных характеристик всякого прибора, не должны превышать допустимых величин. Авиационный прибор только тогда является полезным устройством на самолете, когда известны его погрешности, которые укладываются в допустимые пределы. Так как авиационные приборы работают в изменяющихся внешних условиях (высота полета до 20 *км*, температура от —60 до 120° С, переменные влаж-

ность, перегрузки, вибрации), то показания их не должны зависеть от этих условий.

Все элементы приборов должны быть детектирующими[1], т. е. последующие элементы не должны оказывать реакцию на работу предыдущих элементов. Для этого потребный для срабатывания входной сигнал последующего элемента должен быть значительно меньше сигнала, развиваемого предыдущим элементом.

Прибор должен обладать достаточной чувствительностью, под которой подразумевают отношение изменения показания прибора к изменению измеряемой величины, т. е.

$$S=\frac{d\theta_5}{d\theta_0} \qquad (1)$$

или в конечных приращениях

$$S=\frac{\Delta\theta_5}{\Delta\theta_0}. \qquad (1')$$

Чем больше чувствительность прибора, тем к более высокому классу точности относится этот прибор.

Чувствительность прибора равна произведению чувствительности его элементов. Действительно, если выражение (1) переписать в виде

$$S=\frac{d\theta_1}{d\theta_0}\frac{d\theta_2}{d\theta_1}\frac{d\theta_3}{d\theta_2}\frac{d\theta_4}{d\theta_3}\frac{d\theta_5}{d\theta_4}$$

и ввести обозначения

$$S_{ЧЭ}=\frac{d\theta_1}{d\theta_0};\quad S_{П}=\frac{d\theta_2}{d\theta_1};\quad S_{ИС}=\frac{d\theta_3}{d\theta_2};\quad S_{У}=\frac{d\theta_4}{d\theta_3};\quad S_{УК}=\frac{d\theta_5}{d\theta_4},$$

где $S_{ЧЭ}$, $S_{П}$, $S_{ИС}$, $S_{У}$, $S_{УК}$ — характеристики чувствительности элементов прибора (см. фигуру), то получим

$$S=S_{ЧЭ}S_{П}S_{ИС}S_{У}S_{УК}. \qquad (2)$$

Отсюда следует, что для увеличения чувствительности прибора необходимо увеличивать чувствительность его элементов. Ниже будет показано, что на основании соотношения (2) при применении взаимной коррекции можно устранить инструментальные статические и динамические погрешности, а также добиться равномерности шкалы.

Авиационные приборы должны также иметь малые вес и габариты и потреблять мало энергии.

[1] Этот термин применен здесь в смысле «пропускающий сигналы в одном направлении».

Глава I

ЭЛЕКТРИЧЕСКИЕ МЕТОДЫ ИЗМЕРЕНИЯ НЕЭЛЕКТРИЧЕСКИХ ВЕЛИЧИН

1. Общие сведения

Измерения являются основным способом познания природы, т. е. получения информации о явлениях, происходящих в природе. Информация об этих явлениях выражается в виде сигналов какого-либо вида энергии. Однако следует сразу же оговориться, что при измерениях существенно получение не энергии, а информации; при этом энергия служит только средством получения и передачи информации. Так как электрическая энергия является наиболее универсальной и удобной для использования, то этот вид энергии чаще всего и служит для получения и передачи информации об измеряемых явлениях, в том числе и неэлектрических.

Чтобы измерить различные неэлектрические величины, необходимо преобразовать их в электрические или величины другой природы. Необходимость такого преобразования вызывается тем, что непосредственное измерение многих неэлектрических величин затруднительно, а иногда вообще неосуществимо.

Редко встречаются такие приборы, в которых не совершалось бы преобразование энергии[1], полученной от измеряемого объекта, в энергию иного вида, удобную для передачи на указательную систему прибора или для использования в других целях (автоматическое регулирование и т. п.). Энергия, получаемая от измеряемого объекта, может претерпевать не одну, а несколько ступеней преобразования. В одних случаях эти преобразования затрагивают только уровень измеряемой величины, а в других и вид энергии. Элемент прибора, в котором совершается преобразование энергии, называется *преобразователем*.

[1] Здесь слово «энергия» понимается в широком смысле. Следует заметить, что измерительный прибор может воспринимать от испытуемого объекта энергию в самых разнообразных ее видах: электрическую, химическую, тепловую, световую и др.

Таким образом, измерение неэлектрических величин сводится прежде всего к преобразованию их в величины другой природы, в частности, в электрические.

При рассмотрении различных методов измерения вопросы преобразования играют немаловажную роль. Вообще говоря, весь прибор от чувствительного элемента до указательной системы можно рассматривать как сложный преобразователь, но из методических соображений такое рассмотрение прибора нецелесообразно. В дальнейшем под преобразователем будем понимать ту часть прибора, в которой происходит преобразование сигнала, полученного от измеряемого объекта, в сигнал иной природы, удобный для передачи на указательную систему. В частности, преобразователем будем называть тот элемент прибора, в котором неэлектрический сигнал, получаемый от измеряемого объекта, преобразуется в электрический.

В настоящей главе рассмотрены электрические методы измерения неэлектрических величин, причем основное внимание обращено на принципы преобразования неэлектрических величин в электрические, а не на конструкцию приборов.

Известно много электрических методов измерения неэлектрических величин. Для удобства изучения введем классификацию этих методов, в основу которой положим вид связи между электрическими и неэлектрическими величинами. На основании этой классификации получим:

1. Методы, при использовании которых измеряемая неэлектрическая величина преобразуется в соответствующее изменение параметров электрических цепей, питаемых внешними источниками э. д. с. При этом энергия, получаемая от измеряемого объекта, служит только для управления энергией постороннего источника, включенного в электрическую цепь. Так как в данных методах основным является изменение параметров электрических цепей под действием сигнала от измеряемого объекта, то эти методы называются *параметрическими.*

2. Методы, при использовании которых энергия, получаемая от измеряемого объекта, непосредственно преобразуется в электрическую энергию. При этом желаемый эффект преобразования может быть получен без использования посторонних источников э. д. с. В этих методах основным является непосредственное преобразование различных видов энергии в электрическую (генерирование электрической энергии), поэтому они называются *генераторными.*

К параметрическим методам относятся методы, основанные на изменении сопротивления, емкости и индуктивности электрических цепей.

К генераторным методам относятся методы — электромагнитный, термоэлектрический, пьезоэлектрический и др.

Перейдем к изложению различных методов измерения.

ПАРАМЕТРИЧЕСКИЕ МЕТОДЫ ИЗМЕРЕНИЯ

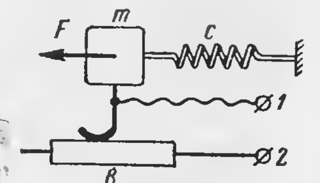
2. Метод сопротивления

В методах сопротивления используется зависимость электрического сопротивления проводников от различных неэлектрических величин.

Электрическое сопротивление R материалов зависит от многих факторов, в частности от давления p, температуры ϑ, деформации ε и др., т. е.

$$R = R(p,\ \vartheta,\ \varepsilon, \dots). \tag{1.1}$$

Если в выражении (1.1) поддерживать неизменными все параметры p, ϑ, $\varepsilon, \dots$, кроме одного, то получим зависимости $R(p)$, $R(\vartheta)$, $R(\varepsilon), \dots$, которые могут быть использованы для преобразования величин p, ϑ, ε, ... в изменение электрического сопротивления R, а следовательно, для измерения этих величин.



Фиг. 1. 1. Схема реостатного преобразователя.

R—омическое сопротивление между точками *1* и *2*, m—масса скользящего контакта и связанных с ним подвижных частей, c—упругость пружин, F—сила перемещения контакта.

Метод сопротивления, помимо указанных случаев, в которых сопротивление изменяется вследствие изменения внутренней структуры материала, реализуется также в виде реостата с перемещающимся по нему контактом. Метод сопротивления находит широкое применение в приборостроении. Достаточно указать, что большинство бортовых электрических приборов основано на использовании этого метода измерения.

Рассмотрим сначала метод, основанный на изменении омического сопротивления проволочного реостата при перемещении по нему скользящего контакта под действием механических сил (фиг. 1.1).

При перемещении контакта величина сопротивления R будет изменяться. Если x — координата контакта, то

$$R = R_0 + \alpha x, \tag{1.2}$$

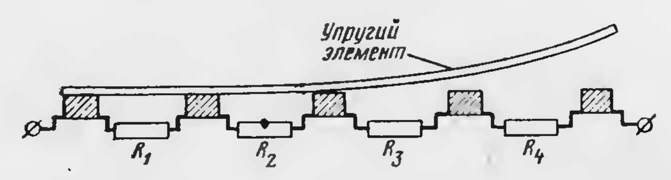
где $\alpha = dR/dx$ — сопротивление на единицу длины реостата;
R_0 — постоянная часть сопротивления, соответствующая $x = 0$.

Элемент, в котором неэлектрическая величина преобразовывается в электрическое сопротивление, называется реостатным преобразователем (см. фиг. 1.1). Коэффициент α, связывающий механическую величину — перемещение и электрическую — сопротивление, называется *коэффициентом электромеханической связи реостатного преобразователя.* Очевидно, что чем больше α, тем большей чувствительностью обладает преобразователь. Но следует иметь в виду, что слишком большое увеличение α не всегда целесообразно,

так как эффективная работа преобразователя определяется не только величиной сопротивления, но и протекающим по сопротивлению током.

На фиг. 1.2 приведена схема часто применяемого в автоматике реостатного преобразователя, в котором сопротивление изменяется не непрерывно, а ступенями.

Реостатные преобразователи нередко выполняются профилированными, что позволяет реализовать любую сложную зависимость между входной и выходной величинами.



Фиг. 1.2. Реостатный преобразователь из отдельных секций.

В том случае, когда измеряемая неэлектрическая величина характеризуется силой F, выражение (1.2) принимает иной вид. Для получения этого выражения напишем уравнения движения контакта под действием силы F. Полагая сопротивление движению пропорциональным скорости, найдем

$$(mp^2+rp+c)x=F$$

или

$$(p^2+2\delta p+\nu^2)x=\nu^2 kF, \qquad (1.3)$$

где p — оператор дифференцирования;
δ — коэффициент затухания;
ν — частота собственных колебаний датчика;
k — коэффициент усиления;
r — коэффициент.

Если бы в уравнении (1.3) можно было пренебречь членами с первой и второй производными x по сравнению с членом, содержащим нулевую производную, то перемещение x было бы пропорционально силе F, т. е.

$$x=\frac{1}{c}F.$$

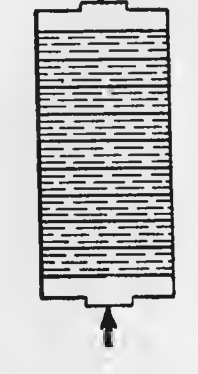
При наличии такого соотношения выражение (1.2) примет вид

$$R=R_0+\frac{a}{c}F. \qquad (1.4)$$

Однако в общем случае, особенно при быстрых изменениях силы F, пренебречь указанными членами в уравнении (1.3) нельзя, так как масса m и коэффициент r отличны от нуля. Следовательно, величина сопротивления реостата будет определяться не только величиной силы F, но также величинами m и r. При этом появятся динамические погрешности, тем более значительные, чем быстрее изменяется сила F.

Рассматриваемый метод применяется в основном для измерения медленно изменяющихся величин (медленных перемещений, статических давлений и др.).

Реостатный преобразователь обычно используется в мостиковых схемах, где включается в одно или два взаимно изменяющихся плеча, в балансных схемах в качестве переменного элемента, а также в схемах делителей тока и напряжения. В дальнейшем при рассмотрении конкретных приборов будут даны примеры включения этих преобразователей.



Фиг. 1.3. Угольный преобразователь.

Преимуществами такого метода измерения являются большая чувствительность, возможность работы без усиления, отсутствие реакции электрической части на механическую и простота конструкции датчика.

К недостаткам метода следует отнести непостоянство контакта между движком и реостатом, низкую собственную частоту подвижных частей датчика и трудность измерения малых перемещений; кроме того, для перемещения контакта по реостату необходима сравнительно большая сила.

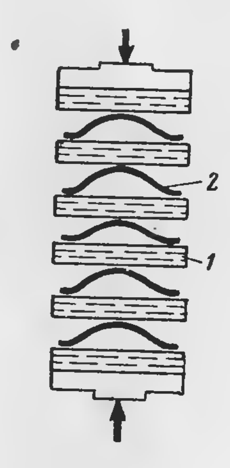
Второй разновидностью метода является метод угольного сопротивления, основанный на изменении электрического контакта между частицами угля под действием механических сил. Преобразователь выполняется в виде столбика из угольных или графитовых шайб (фиг. 1.3). Если к такому столбику приложить осевые усилия, то он будет деформироваться, вследствие чего площадь отдельных контактов между частицами угля изменится, что и вызовет изменение электрического сопротивления столбика. Иногда для увеличения хода элемента между шайбами вставляются пружинящие пластинки (фиг. 1.4).

Зависимость между деформацией и электрическим сопротивлением угольного столбика нелинейна (фиг. 1.5). Следует заметить, что некоторые схемы включения угольных преобразователей позволяют в значительной степени избавиться от нелинейности. Угольным преобразователям свойственна неоднозначная связь между деформацией и сопротивлением; эта неоднозначность характеризуется петлей гистерезиса.

Основными преимуществами метода угольного сопротивления являются большая чувствительность, возможность пропускания через столбик тока значительной силы, возможность измерения быстро изменяющихся величин и простота конструкции датчика.

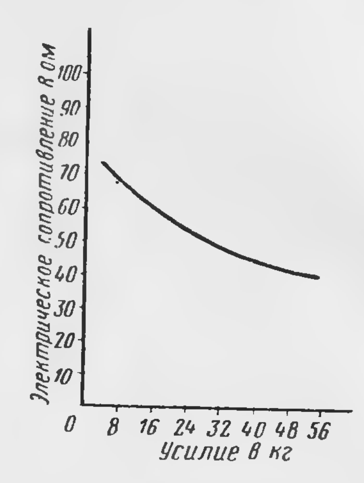
К недостаткам метода относятся наличие гистерезиса, зависимость угольного сопротивления от температуры и влажности и необходимость приложения больших усилий для получения рабочих деформаций.

Угольные преобразователи находят применение в измерительных устройствах некоторых типов регуляторов напряжения и скорости вращения, а также в приборах для измерения вибраций и переменного давления.



Фиг. 1. 4. Угольный преобразователь из шайб с пружинящими пластинками для увеличения деформации.

1—угольная шайба. 2—пружина.



Фиг. 1. 5. График зависимости сопротивления угольного преобразователя от усилия.

За последние годы большое значение приобрел метод измерения неэлектрических величин, основанный на изменении электрического сопротивления проводника, подверженного деформации. О. Д. Хвольсон впервые установил, что весьма тонкий металлический проводник, подверженный действию растягивающих или сжимающих деформаций, изменяет свое электрическое сопротивление. Сопротивление проводника при деформации изменяется не только вследствие изменения размеров (длины и площади поперечного сечения), но также и вследствие изменения структуры материала.

Выражение для сопротивления проводника R, длины l и площади поперечного сечения q имеет вид

$$R=\rho\frac{l}{q}, \tag{1.5}$$

где ρ — удельное сопротивление материала.

При деформации сопротивление проводника R изменяется не только вследствие изменения l и q, но, как было указано, и вследствие изменения ρ. Следовательно, приращение сопротивления ΔR, соответствующее относительной деформации ε, будет

$$\Delta R=\frac{l}{q}\Delta\rho+\frac{\rho}{q}\Delta l-\frac{\rho l}{q^2}\Delta q. \tag{1.6}$$

Относительное приращение сопротивления можно получить, если разделить соответственно правые и левые части выражения (1. 6) на выражение (1. 5)

$$\frac{\Delta R}{R}=\frac{\Delta\rho}{\rho}+\frac{\Delta l}{l}-\frac{\Delta q}{q}. \tag{1.7}$$

Опытами установлено, что относительное изменение сопротивления проводника пропорционально его относительной деформации ε, т. е.

$$\frac{\Delta R}{R}=\eta\varepsilon, \tag{1.8}$$

где η — коэффициент пропорциональности, имеющий смысл коэффициента электромеханической связи проволочного преобразователя.

На основании выражений (1. 7) и (1. 8) можно написать

$$\eta\varepsilon=\frac{\Delta\rho}{\rho}+\frac{\Delta l}{l}-\frac{\Delta q}{q}. \tag{1.9}$$

Учитывая, что

$$\varepsilon=\frac{\Delta l}{l}; \quad -\frac{\Delta q}{q}=2\mu\varepsilon,$$

где μ — коэффициент Пуассона,
получим

$$\eta\varepsilon=(1+2\mu)\varepsilon+\frac{\Delta\rho}{\rho}$$

или

$$\eta=1+2\mu+\frac{1}{\varepsilon}\frac{\Delta\rho}{\rho}. \tag{1.10}$$

Экспериментальные исследования показывают, что относительное изменение удельного сопротивления $\Delta\rho/\rho$ пропорционально относительной деформации, т. е.

$$\frac{\Delta\rho}{\rho}=k\varepsilon,$$

где k — коэффициент пропорциональности, различный для разных материалов.

Следовательно,

$$\eta=1+2\mu+k. \tag{1.11}$$

Отсюда следует, что коэффициент связи η, характеризующий чувствительность проволочного преобразователя, зависит от материальных констант μ и k и для данного материала остается постоянным.

Значение коэффициента Пуассона для разных материалов $\mu=0,25-0,40$. Приняв $\mu=0,35$, получим $\eta=1,7+k$. Экспериментами установлено, что коэффициент k колеблется в пределах 0,5—1,5. Следовательно, чувствительность проволочного преобразователя составляет от 2 до 3,5, т. е. при деформации в 1% сопротивление изменяется от 2 до 3,5%.

На величину изменения удельного сопротивления ρ существенное влияние оказывают характер проволоки и температура окружающей среды. Величина k для некоторых сплавов, как, например, константан, достаточно постоянна независимо от обработки и температуры. Такие сплавы имеют широкое применение в измерительной технике.

Метод проволочного сопротивления находит применение при измерении деформации упругих тел, а также при измерении таких неэлектрических величин, которые можно преобразовать в деформацию. Проволочные датчики выполняются в виде тонкой проволочки порядка 20—30 *мк*, приклеиваемой к бумажной полоске (фиг. 1.6). Бумажную полоску наклеивают на ту деталь, деформацию которой необходимо измерить. Сопротивление датчика обычно составляет 100—200 *ом*.

Фиг. 1.6. Проволочный датчик.
1—проволока, *2*—бумага.

Преимуществами рассматриваемого метода являются малые габариты и вес датчика, возможность измерения деформации в труднодоступных местах и возможность измерения быстроизменяющихся величин.

К недостаткам метода следует отнести малую чувствительность, обычно вызывающую необходимость усиления, и трудность градуировки в связи с различием в параметрах датчиков.

Большое распространение получили методы измерения неэлектрических величин, основанные на зависимости электрического сопротивления проводника R от его температуры ϑ, т. е. $R=R(\vartheta)$. Температура проводника определяется многими факторами, главными из которых являются: плотность протекающего по проводнику тока; температура окружающей среды и арматуры; геометрические размеры проводника и форма его поверхности; геометрические размеры и форма арматуры, к которой крепится проводник; плотность среды; состав среды и ее состояние; скорость среды (газовой или жидкой).

Таким образом, температура проводника ϑ, а следовательно, и его сопротивление R зависят от многих физических и геометрических факторов.

Электрические сопротивления, зависящие от температуры и используемые для преобразования неэлектрических величин в электрические, называются *термосопротивлениями*.

Зависимость сопротивления проводника R от различных физических факторов может быть использована для измерения ряда характеризующих газовую среду неэлектрических величин: температуры, скорости (а следовательно, и расхода), плотности и концентрации (состава). При создании приборов для измерения этих величин чувствительные элементы конструируют так, чтобы их температура определялась в основном измеряемым фактором. Например, в термометрах температура чувствительного элемента должна определяться температурой окружающей среды, тогда как другие факторы не должны оказывать на нее заметного влияния. В приборах для измерения скорости температура чувствительного элемента не должна зависеть от других факторов, кроме измеряемой скорости.

Чувствительные элементы, основанные на использовании термосопротивлений, можно разделить на две группы.

К первой группе относятся чувствительные элементы, в которых термосопротивления нагружены током малой плотности и температура которых определяется в основном температурой окружающей среды. Эти элементы используются в термометрах.

Ко второй группе относятся приборы с сильно нагруженными термосопротивлениями; температура термосопротивлений от нагрева собственным током обычно находится в пределах 100—400° С. Подобные термосопротивления непосредственно омываются испытуемой средой и обычно применяются в приборах для измерения скорости расхода, плотности, концентрации и др.

3. Емкостный метод

Идея емкостного метода измерения неэлектрических величин заключается в следующем. Известно, что емкость C конденсатора является функцией диэлектрической постоянной ε диэлектрика, расстояния d между электродами и эффективной площади S электродов, т. е.

$$C=C(\varepsilon, d, S). \qquad (1.12)$$

В частности, емкость плоского конденсатора с двумя электродами

$$C=\frac{\varepsilon S}{4\pi d}. \qquad (1.13)$$

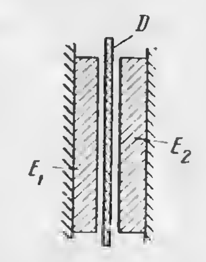
Изменение емкости C конденсатора согласно формуле (1.13) можно осуществить путем изменения расстояния d между электро-

дами, эффективной площади S электродов и диэлектрической постоянной ε диэлектрика. Следует добавить, что для измерения неэлектрических величин можно использовать также изменение диэлектрических потерь в конденсаторе.

Фиг. 1.7. Схема емкостного преобразователя.

В простейшем случае емкостный преобразователь состоит из двух параллельных пластин, разделенных воздушным диэлектриком, причем измеряемый прогиб или перемещение одной из пластин будет вызывать изменение емкости конденсатора. На фиг. 1.7 показано принципиальное устройство емкостного преобразователя, где D — подвижный, а E — неподвижный электроды конденсатора. Если вместо одного неподвижного электрода взять два (фиг. 1.8), то получим дифференциальное изменение емкости. Так как изменение емкости конденсатора является однозначной функцией перемещения, то по изменению емкости можно судить о величине перемещения.

В зависимости от области применения емкостные датчики выполняются по-разному. Так, например, в приборах для измерения давления газа или жидкости одну из пластин делают упругой (подвижной) с таким расчетом, чтобы ее прогиб был пропорционален измеряемому давлению. Вторая пластина образует неподвижный электрод. Так как при прогибе упругая пластина не остается параллельной неподвижному электроду, то изменение емкости не будет пропорциональным прогибу. Однако при малых по сравнению с общим зазором прогибах пластины изменение емкости можно с большой точностью считать пропорциональным прогибу.



Фиг. 1.8. Схема дифференциального емкостного преобразователя.

Емкостные датчики с упругой пластиной (диафрагмой) можно применять для измерения быстроизменяющихся давлений. Наивысшая частота, измеряемая таким прибором, ограничена собственной частотой диафрагмы, которая в имеющихся конструкциях приборов доходит до 100 000 *гц*. Следовательно, при помощи прибора с емкостным датчиком можно получить неискаженную запись переменных давлений и сил до 25 000—30 000 *гц* (см. гл. IV).

Связь между емкостью C датчика и перемещением d подвижной пластины, определяемая формулой (1. 13), нелинейна, что видно из графика фиг. 1.9.

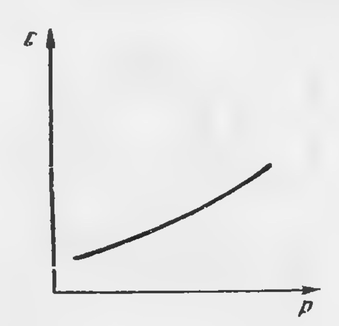
Если считать, что перемещение подвижной пластины является возрастающей функцией давления, то для емкостных датчиков связь между емкостью C и давлением p можно изобразить кривой, показанной на фиг. 1. 10. Из рассмотрения кривых фиг. 1.9 и 1. 10 следует, что чувствительность емкостных датчиков, определяемая

как отношение приращения емкости ΔC к приращению перемещения Δd, т. е. $\Delta C/\Delta d$, не остается постоянной при изменении расстояния d между пластинами.

Для увеличения чувствительности емкостного датчика следовало бы уменьшить зазор между пластинами, однако при этом возможно замыкание пластин. Это затруднение можно обойти, если заполнить часть зазора диэлектриком с большой диэлектрической постоянной. В этом случае чувствительность датчика возрастет и



Фиг. 1.9. График зависимости емкости конденсатора от расстояния между электродами.



Фиг. 1. 10. График зависимости емкости датчика от давления на диафрагму.

при тех же перемещениях подвижной пластины можно будет получить значительно большее изменение емкости.

Емкостные датчики обладают малой мощностью, особенно на низких частотах. Обычно емкость датчика составляет C=100—300 *мкмкф*, а изменение C не превышает 10% от общей емкости. Если, например, к емкостному датчику с C=100 *мкмкф* приложено напряжение u=115 *в* частотой $\omega/2\pi$=400 *гц*, то мощность P датчика равна

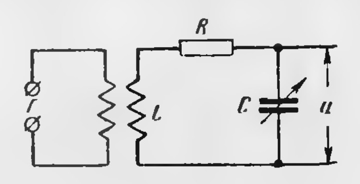
$$P = u^2 \omega C = 115^2 2\pi 400 \cdot 100 \cdot 10^{-12} = 0{,}0033 \text{ ва}.$$

Так как мощность измерителя должна быть во много раз меньше мощности датчика, то ясно, что такой измеритель должен обладать высокой чувствительностью. В настоящее время измерителей подобного типа не существует, поэтому емкостные датчики, как правило, работают на повышенных частотах и с применением усилителей.

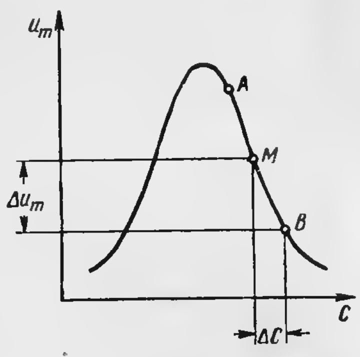
Ввиду того, что осуществить прямое измерение емкости C датчика затруднительно, необходимо преобразовать емкость в изменение силы тока, напряжения или частоты и затем применить указательную или записывающую систему для воспроизведения измеряемой величины.

Для преобразования изменения емкости в соответствующее изменение силы тока, напряжения или частоты применяются различные электрические схемы: *резонансные, мостиковые, электростатические* и *электроимпульсные*.

В резонансных схемах емкость датчика является элементом резонансного контура и изменение емкости вызывает изменение резонансной частоты, что в результате приводит к изменению частоты или амплитуды тока, протекающего по контуру.

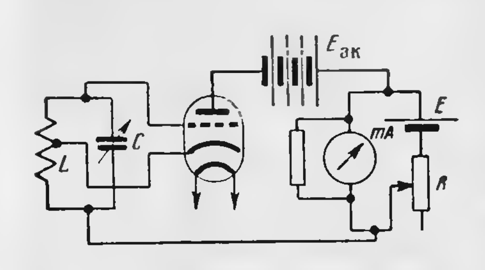


Фиг. 1.11. Резонансная схема включения емкостного датчика.



Фиг. 1.12. Резонансная кривая.

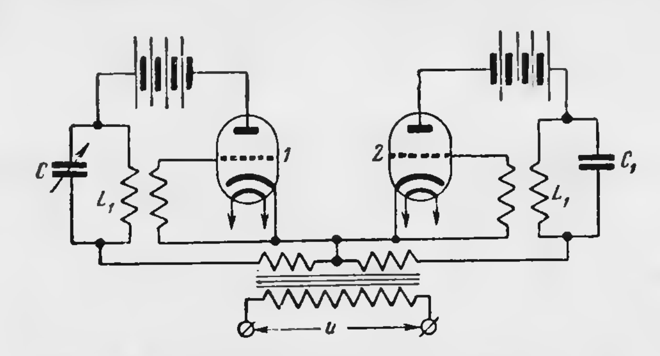
На фиг. 1.11 приведена одна из возможных резонансных схем. Резонансный контур *LCR* питается от генератора *Г* постоянной частоты. Напряжение *u* при совпадении резонансной частоты контура с частотой колебаний генератора будет максимальным. Если резонансная частота контура *LCR* изменяется вследствие изменения емкости *C* датчика, то амплитуда напряжения u_m будет изменяться по резонансной кривой (фиг. 1.12). Выбрав рабочую точку *M* на прямолинейной части резонансной кривой (от A до B), получим изменение амплитуды напряжения, пропорциональное изменению емкости ΔC. Таким образом, это не что иное, как известная схема амплитудной модуляции. Напряжение *u* после усиления и детектирования может быть подано на указательную или записывающую систему.



Фиг. 1.13. Резонансная схема включения емкостного датчика.

На фиг. 1.13 приведена вторая из возможных резонансных схем включения емкостного датчика, в которой анодный ток лампового генератора изменяется в соответствии с изменением отношения индуктивности *L* и емкости *C*. Так как изменение анодного тока мало по сравнению с общим анодным током, то для компенсации общего анодного тока применена специальная схема, состоящая из батареи *E* и сопротивления *R*. Таким образом, через указательный прибор *mA* будет протекать та часть анодного тока, которая соответствует изменению емкости *C* датчика.

На фиг. 1.14 приведена резонансная схема включения емкостного датчика, содержащая два ламповых генератора. В анодные цепи генераторов включены резонансные контуры. Параметры L_1 и C_1 резонансного контура генератора *2* постоянны, а в резонансный контур генератора *1* включена емкость *C* датчика. Следовательно, частота колебаний генератора *2* постоянна, а частота *f* колебаний генератора *1* будет изменяться с изменением емкости *C* по формуле



Фиг. 1.14. Резонансная схема включения емкостного датчика с двумя ламповыми генераторами.
1, 2—генераторы.

$$f = \frac{1}{2\pi\sqrt{L_1 C}}. \quad (1.14)$$

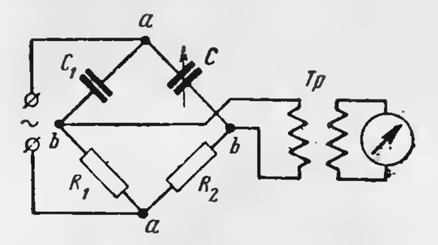
На выходе схемы фиг. 1.14 получим колебания разностной частоты $f - f_1$, где f и f_1 — соответственно частоты колебаний генераторов *1* и *2*. После усиления, частотно-амплитудного преобразования и детектирования эти колебания могут быть поданы на указательную или записывающую систему.

К числу преимуществ резонансных схем следует отнести высокую чувствительность и линейную зависимость выходной электрической величины и емкости. Однако в этих схемах трудно получить постоянную настройку и, следовательно, трудно обеспечить постоянство нуля прибора.

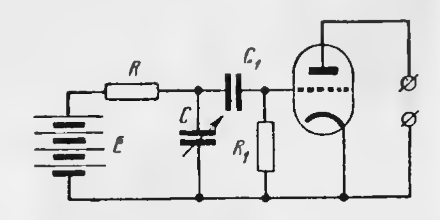
В мостиковых схемах емкость датчика включается в одно или два плеча и служит переменным элементом мостика. Имеются также схемы с нулевым входным сопротивлением на некоторых частотах, так называемые равновесные схемы, в которых переменная емкость датчика используется для получения разбаланса. Следовательно, в подобных схемах посредством переме-

ной емкости осуществляется амплитудная модуляция переменного напряжения.

На фиг. 1. 15 приведена мостиковая схема с одним переменным плечом, содержащим емкость C датчика. Если на входные зажимы мостика подать переменное напряжение, то при равновесии на

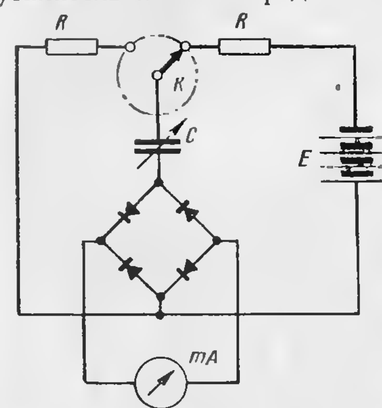


Фиг. 1. 15. Мостиковая схема включения емкостного датчика.



Фиг. 1. 16. Схема включения емкостного датчика с поляризующим напряжением.

выходных зажимах b напряжение мостика будет отсутствовать. При изменении емкости C равновесие мостика будет нарушаться, вследствие чего на выходных зажимах появится напряжение. Это напряжение, амплитуда которого пропорциональна разбалансу мостика ΔC (для малых изменений емкости), может быть подано на усилитель или непосредственно на прибор.



Фиг 1. 17. Электроимпульсная схема включения емкостного датчика.

Недостатком мостиковых схем для преобразования емкости является трудность достижения равновесия мостика из-за несинусоидальности питающего напряжения и неточного выполнения условий равновесия.

В электростатических схемах переменная емкость датчика используется для модуляции постоянного напряжения. На фиг. 1. 16 показана одна из схем этого типа. При изменении емкости C на ней возникает переменное падение напряжения, которое подается на сетку специальной усилительной лампы с большим входным сопротивлением. Подобные схемы удовлетворительно работают только при измерении быстроизменяющихся неэлектрических величин.

В электроимпульсных схемах (фиг. 1. 17) конденсатор датчика периодически заряжается и разряжается, причем средний ток разряда пропорционален емкости. Коммутатор K периодически подключает емкость C датчика к батарее E и левому

сопротивлению R. В первом случае конденсатор заряжается, а во втором — разряжается. Если время заряда (разряда) значительно меньше постоянной времени RC, то конденсатор заряжается пропорционально емкости, напряжению батареи и частоте коммутатора. Несмотря на простоту электроимпульсных датчиков недостатком их является наличие переменных контактов.

Емкостный метод измерения имеет ряд преимуществ, как-то: высокую чувствительность, возможность измерения как весьма малых, так и больших перемещений и деформаций, большую точность. К недостаткам следует отнести необходимость применять для питания схем ток повышенной частоты и ламповые усилители, а также погрешности от паразитных емкостей.

4. Индуктивный метод

В электрических методах измерения, основанных на изменении индуктивности L, используется свойство катушки изменять свое реактивное (индуктивное) сопротивление при изменении некоторых ее параметров, определяющих величину индуктивности. Для получения возможно большей индуктивности катушка малых габаритов, как правило, выполняется с магнитопроводом из ферромагнитного материала. Выражение для определения индуктивности такой катушки имеет вид

$$L = \frac{4\pi w^2}{\frac{l_0}{\mu_0 S_0} + \frac{l_1}{\mu_1 S_1}}, \tag{1.15}$$

где w — число витков катушки;

l_0 и S_0 — длина и площадь воздушного зазора;

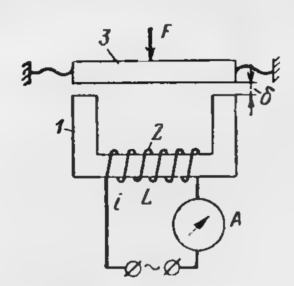
l_1 и S_1 — длина магнитных линий и площадь сечения сердечника;

μ_0 и μ_1 — соответственно магнитная проницаемость воздуха и материала сердечника.

Изменение индуктивности L согласно формуле (1. 15) можно осуществлять путем изменения числа витков w, длины l_0 или площади S_0 воздушного зазора и длины l_1, площади S_1 или магнитной проницаемости μ_1 сердечника. В применяемых в настоящее время индуктивных датчиках изменение индуктивности достигается чаще всего посредством изменения длины l_0 или площади S_0 воздушного зазора. Если изменение индуктивности осуществляется путем изменения магнитной проницаемости μ_1 магнитопровода, то это будет так называемый магнитострикционный метод измерения, о котором будет сказано ниже.

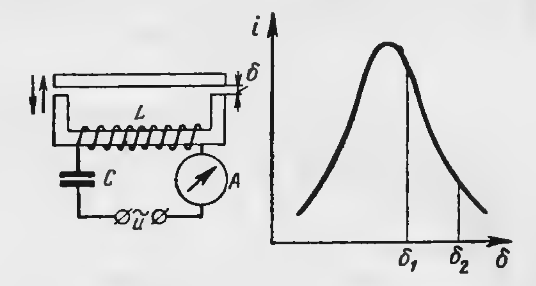
Если катушка с переменной индуктивностью L будет включена в цепь, то по изменению силы тока (или напряжения) можно судить об измеряемой неэлектрической величине.

Применение индуктивных датчиков особенно целесообразно тогда, когда измеряемая величина изменяется медленно, так как в данном случае для питания схем вполне можно обойтись переменным током промышленной частоты. Следует иметь в виду, что при измерении высокочастотных колебательных процессов индуктивными датчиками встречаются затруднения двоякого рода. Во-первых, частота тока, питающего схему датчика, должна быть в несколько раз выше частоты измеряемого явления. Во-вторых, собственные частоты элементов (обычно якорей), служащих для преобразования измеряемой неэлектрической величины в изменение



Фиг. 1.18. Схема индуктивного датчика.

1—сердечник, *2*—катушка, *3*—якорь, δ—воздушный зазор, *L*—коэффициент самоиндукции, *i*—сила тока, *F*—сила.



Фиг. 1.19. Резонансная схема включения индуктивного датчика.

индуктивности, должны быть значительно выше наивысшей частоты измеряемого явления.

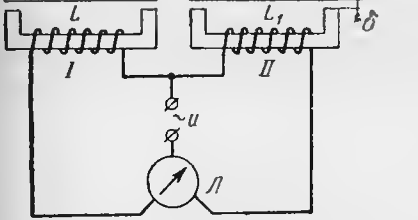
Принципиальная схема индуктивного датчика очень проста (фиг. 1.18). На железном сердечнике *1* намотана катушка *2*. Если изменять воздушный зазор δ посредством перемещения якоря *3* (например, под действием силы F), то коэффициент самоиндукции L катушки *2* будет изменяться, вследствие чего сила тока i, протекающего по катушке, также будет изменяться. Таким образом, каждому значению зазора δ будет соответствовать вполне определенное значение коэффициента самоиндукции L, а следовательно, и определенное значение силы тока i.

Для преобразования изменения индуктивности датчика в изменение силы тока, напряжения или частоты имеется ряд схем, которые можно разделить на *резонансные, нерезонансные недифференциальные и дифференциальные.*

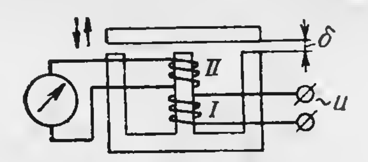
Простейший пример резонансной схемы приведен на фиг. 1.19 слева. В этой схеме емкость C постоянна, а индуктивность L катушки изменяется за счет изменения воздушного зазора δ. Если собственная частота контура LC близка к частоте питающего напряжения u, то амплитуда тока i при изменении зазора δ будет изменяться по резонансной кривой (график справа). Рабочий диапазон изменения зазора $\Delta\delta$ выбирается из расчета работы на линейной части резонансной кривой, при этом должно выполняться

условие $\Delta\delta \ll \delta$. Обычно величина полного воздушного зазора δ в 3—5 раз превышает величину перемещения якоря $\Delta\delta$.

Если питающее напряжение u стабилизировано по амплитуде и частоте, то резонансные схемы, обладающие большой чувствительностью, обеспечивают достаточную точность измерения.



Фиг. 1.20. Нерезонансная недифференциальная схема включения индуктивного датчика с логометром.



Фиг. 1.21. Трансформаторная схема включения индуктивного датчика.

Примеры нерезонансных недифференциальных схем приведены на фиг. 1.18, 1.20 и 1.21. В схеме фиг. 1.20 воздушный зазор катушки *I*, а следовательно, и сила тока в ней изменяются, а катушки *II* остаются неизменными. Логометр *Л*, включенный в схему прибора в качестве указателя, будет измерять отношение токов в катушках *I* и *II*. Очевидно, показание логометра будет являться функцией величины зазора δ. В трансформаторной схеме фиг. 1.21 изменение зазора δ преобразуется в изменение коэффициента взаимной индукции первичной *I* и вторичной *II* обмоток трансформатора. Если напряжение питания u постоянно по амплитуде и частоте, то сила тока во вторичной обмотке *II* будет изменяться в соответствии с изменением зазора δ.

На фиг. 1.22, 1.23 и 1.24 приведены примеры дифференциальных схем. В схеме с логометром фиг. 1.22 изменение воздушного зазора δ преобразуется во взаимное изменение индуктивностей L_1 и L_2. Отношение токов в катушках, измеряемое логометром, характеризует величину зазора δ.

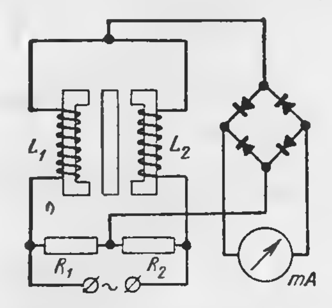
Фиг. 1.22. Дифференциальная схема включения индуктивного датчика с логометром.

На фиг. 1.23 приведена схема мостика с двумя взаимно изменяющимися плечами L_1 и L_2. Изменение индуктивностей осуществляется посредством перемещения общего сердечника из среднего положения под действием механических сил. Подобные схемы часто применяются в приборах для измерения переменных давлений, ускорений и деформаций.

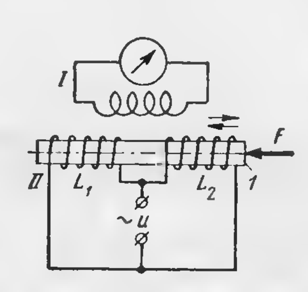
В схеме дифференциального трансформатора фиг. 1.24 первичные обмотки *I* намотаны таким образом, что создаваемые ими

потоки направлены друг другу навстречу. В результате этого во вторичной обмотке *II* трансформатора э. д. с. будет индуктироваться только в том случае, если коэффициенты самоиндукции L_1 и L_2 отличаются друг от друга, что имеет место при несимметричном положении сердечника *1* по отношению к катушкам.

Рассмотрим основные элементы расчета индуктивных датчиков. Исходными данными для расчета являются тип датчика, вид и размеры магнитной системы и ход якоря. Определению подлежат электрические параметры катушки (полное и омическое сопротивления, число витков, сила тока), мощность, потребляемая датчиком, частота питающего напряжения.



Фиг. 1.23. Дифференциальная мостиковая схема включения индуктивного датчика.



Фиг. 1.24. Дифференциальный трансформатор как индуктивный датчик.

В качестве примера рассмотрим магнитную систему датчика, представленного на фиг. 1.18.

Если будет известна зависимость приращения сопротивления ΔZ катушки от перемещения якоря $\Delta\delta$, т. е.

$$\Delta Z = f(\Delta\delta), \qquad (1.16)$$

то можно определить указанные выше параметры датчика. Для определения ΔZ следует воспользоваться выражением, дающим связь между комплексным сопротивлением Z катушки и комплексным магнитным сопротивлением $Z_м$ магнитопровода

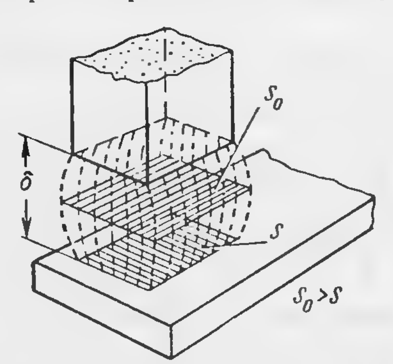
$$Z = R + j\omega\frac{w^2}{Z_м}, \qquad (1.17)$$

где R — сопротивление катушки постоянному току;
ω — круговая частота;
w — число витков катушки:

$j = \sqrt{-1}$.

Комплексное магнитное сопротивление $Z_м$ имеет вещественную часть, характеризующую реактивное сопротивление катушки, и мнимую часть, характеризующую активное сопротивление катушки, обусловленное потерями на гистерезис и вихревые токи.

При расчете комплексного магнитного сопротивления $Z_м$ встречается ряд затруднений. Прежде всего эффективная площадь S_0 [см. формулу (1.15)] воздушного зазора δ не всегда равна площади сердечника вследствие распирания магнитных силовых линий (фиг. 1.25). Однако, если длина зазора δ мала по сравнению с поперечными размерами сердечника, то эффективная площадь S_0 зазора может быть принята равной площади сердечника.



Фиг. 1.25. Расчетная схема магнитопровода.

Кроме того, при применении магнитопроводов из сплошного куска (а не листового) стали начинает сказываться поверхностный эффект. Неравномерное распределение магнитного потока по сечению магнитопровода, свойственное переменным магнитным полям, крайне затрудняет определение магнитного сопротивления $Z_м$. При этом чем выше частота питающего напряжения, тем более выражен поверхностный эффект. Следствием поверхностного эффекта является увеличение комплексного магнитного сопротивления $Z_м$ магнитопроводов.

На основе теоретических исследований Л. Р. Нейман вывел формулу для расчета комплексного магнитного сопротивления $Z_м$ при наличии поверхностного эффекта

$$Z_м = R_м + jX_м = (0{,}45 + j0{,}74)\frac{l}{p}\sqrt{\frac{\omega\gamma}{\mu_e}}, \qquad (1.18)$$

где l и p — длина и периметр магнитопровода;
ω — круговая частота;
γ — удельная проводимость материала магнитопровода;
$R_м$ — активная составляющая магнитного сопротивления;
$X_м$ — реактивная составляющая магнитного сопротивления;
μ_e — магнитная проницаемость, определяемая из основной кривой намагничения при напряженности поля, равной напряженности на поверхности магнитопровода.

В том случае, когда магнитный поток в магнитопроводе близок к равномерному, определение комплексного магнитного сопротивления $Z_м=R_м+jX_м$ производится по формулам:

$$\left.\begin{aligned} R_м&=\frac{l}{\mu S};\\ X_м&=\frac{2P}{\omega\Phi^2}, \end{aligned}\right\} \quad (1.19)$$

где P — мощность потерь на гистерезис и вихревые токи;
Φ — магнитный поток;
S — площадь поперечного сечения магнитопровода.

При выборе частоты питающего напряжения исходят из следующих соображений. Для уменьшения динамических погрешностей эта частота должна быть в 8—10 раз больше частоты измеряемого явления. Поскольку реактивное сопротивление датчика пропорционально частоте, то с повышением частоты увеличивается чувствительность датчика, а при повышении частоты возрастают потери на гистерезис и вихревые токи и усиливается поверхностный эффект. Исходя из этих соображений, можно сказать, что имеется некоторое оптимальное значение частоты питающего напряжения, лежащее в пределах 600—800 *гц*.

При определении магнитодвижущей силы (м. д. с.) катушки следует исходить из требования малой реакции электрической части датчика на его механическую часть и из малой реакции указателя на датчик (при заданной мощности указателя).

Реакция электрической части датчика на его механическую часть определяется электромеханической силой притяжения якоря

$$F_э=-(wi)^2\frac{dG}{d\delta}$$

или, так как проводимость воздушного промежутка $G=\mu_0 S/\delta$, то

$$F_э=\frac{\mu_0 S}{\delta^2}(wi)^2. \quad (1.20)$$

Эта сила должна быть во много раз меньше измеряемого усилия, действующего на якорь, так как в противном случае появятся большие погрешности. Поскольку формула (1.20) связывает силу $F_э$ с ампер-витками wi, то при заданном значении $F_э$ можно определить м. д. с. Для устранения реакции указателя на датчик мощность датчика должна быть в 10—15 раз больше мощности указателя. Из этих соображений при заданной мощности указателя определяется мощность P_r датчика, являющаяся в основном реактивной. Эту мощность можно определить по формуле

$$P_r=i_rE=wkf\Phi_m i_r, \quad (1.21)$$

где E — напряжение;
k — коэффициент формы;
f — частота;
Φ_m — амплитуда магнитного потока;
i_r — сила тока.

Пользуясь тем, что

$$\Phi_m=\frac{\sqrt{2}}{R_м}wi_r,$$

получим

$$P_r=\frac{\sqrt{2}}{R_м}kf(wi_r)^2. \quad (1.22)$$

Из формулы (1.22) при заданной мощности можно найти м. д. с. (ампер-витки).

5. Магнитострикционный метод

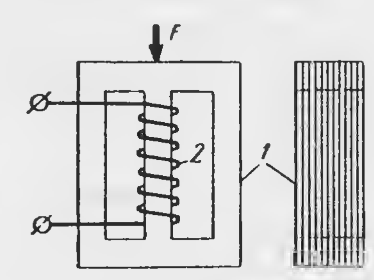
Магнитострикционный метод измерения неэлектрических величин основан на использовании явления *магнитострикции* — изменения формы и размеров тела при намагничивании. Это явление состоит во взаимной связи между упругими и магнитными свойствами ферромагнитных материалов (кобальт, железо, никель и их сплавы). Если образец из ферромагнитного материала поместить в переменное магнитное поле, то он будет деформироваться соответственно изменению поля. Знак (удлинение или укорочение) и величина деформации зависят от материала и интенсивности намагничивания. Тот же образец из ферромагнитного материала изменяет степень намагничивания при приложении к нему переменных усилий. Первое явление (деформация в переменном магнитном поле) называется *прямым магнитострикционным эффектом*, а второе (изменение степени намагничивания при деформации) — *обратным магнитострикционным эффектом*.

В методах измерения неэлектрических величин чаще всего используется обратный магнитострикционный эффект. Если на ферромагнитный сердечник, степень намагничивания (или, что все равно, магнитная проницаемость) которого изменяется при деформации, надеть катушку, то коэффициент самоиндукции катушки будет изменяться в соответствии с изменением степени намагничивания сердечника при деформации. Таким образом, магнитострикционный преобразователь со стороны электрического выхода не отличается от индуктивного преобразователя. Различие этих преобразователей заключается только в механических входах. Если в индуктивном преобразователе механические силы используются для

изменения магнитного сопротивления воздушного зазора, то в магнитострикционном преобразователе эти силы используются для изменения магнитного сопротивления ферромагнитного сердечника.

Разные материалы в различной степени обладают явлением магнитострикции. Это явление наиболее ярко выражается у никеля, сплавов никеля и железа, сплавов хрома, никеля и железа (например, нихрома), сплавов кобальта и железа и др. При этом деформация материала незначительна и, например, в случае никеля, у которого это явление выражено ярче всего, составляет 0,04%. На фиг. 1.26 показана зависимость относительной деформации (относительного изменения длины) от напряженности магнитного поля

Фиг. 1.26. Зависимость относительного изменения длины от напряженности магнитного поля для никеля и пермаллоя.



Фиг. 1.27. Схема магнитострикционного датчика.

1—магнитопровод. *2*—катушка.

для никеля и пермаллоя. Следует отметить, что в слабых полях деформация пропорциональна квадрату напряженности поля.

Принцип устройства магнитострикционного датчика показан на фиг. 1.27. Подлежащая измерению сила F деформирует магнитопровод *1* датчика, изменяя магнитную проницаемость. В соответствии с изменением магнитной проницаемости будет изменяться коэффициент самоиндукции катушки *2*, а следовательно, и ее полное комплексное сопротивление Z. Таким образом, измерение силы F сводится к измерению сопротивления Z катушки, что можно выполнить по одной из схем, приведенных в разд. 4.

Зависимость магнитострикции, т. е. относительного изменения длины ферромагнитного тела $\varepsilon=\Delta l/l$, от интенсивности намагничивания J можно выразить следующей формулой, вытекающей из исследований Н. С. Акулова.

$$\varepsilon=\varepsilon_0\frac{J^2}{J_0^2}, \qquad (1.23)$$

где ε_0— коэффициент магнитострикции;

J_0— интенсивность намагничивания при насыщении.

Одной из основных характеристик магнитострикционного преобразователя является чувствительность или коэффициент электромеханической связи. Обозначим через ξ чувствительность ферромагнитного тела к механическим силам, понимая под нею отношение относительного изменения магнитной проницаемости μ к механическому напряжению σ, т. е.

$$\xi=\frac{\Delta\mu}{\mu\sigma}. \qquad (1.24)$$

Выразим эту величину через другие параметры. Прежде всего заметим, что магнитострикция связана с изменением запаса магнитной энергии тела. Если до деформации ферромагнитного тела его энергия была равна

$$\int_0^B\frac{H_0dB}{8\pi},$$

то после деформации тела энергия становится равной

$$\int_0^B\frac{HdB}{8\pi}.$$

Здесь H — напряженность поля;

B — магнитная индукция.

Приращение магнитной энергии, вызванное деформацией тела, будет

$$\frac{1}{8\pi}\int_0^B(H_0-H)\,dB. \qquad (1.25)$$

Поскольку это приращение магнитной энергии является следствием сообщения телу механической энергии, равной $\sigma\varepsilon$, то на основании закона сохранения энергии (полагая, что деформации подчиняются закону Гука) можно написать

$$\sigma\varepsilon=\frac{1}{8\pi}\int_0^B(H_0-H)\,dB. \qquad (1.26)$$

Если воспользоваться соотношением (1.23), а также тем, что для ферромагнитных тел с малой коэрцитивной силой и большой начальной магнитной проницаемостью μ_0 магнитная индукция

$$B=4\pi J, \qquad (1.27)$$

то вместо формулы (1.26) получим

$$\frac{1}{8\pi}\int_0^B (H_0 - H)\,dB = \sigma\varepsilon_0 \frac{J^2}{J_\infty^2} = \frac{\sigma\varepsilon_0 B^2}{16\pi^2 J_\infty^2}$$

или

$$\int_0^B (H_0 - H)\,dB = \frac{\sigma\varepsilon_0}{2\pi J_\infty^2} B^2. \quad (1.28)$$

Дифференцируя это выражение по B и сделав элементарные преобразования, получим

$$\frac{H_0}{B} - \frac{H}{B} = \frac{\sigma\varepsilon_0}{\pi J_\infty^2}. \quad (1.29)$$

Пользуясь тем, что

$$\frac{1}{\mu_0} = \frac{H_0}{B}, \quad \frac{1}{\mu} = \frac{H}{B} \quad \text{и} \quad \Delta\mu = \mu - \mu_0,$$

вместо формулы (1.29) получим

$$\frac{1}{\mu_0} - \frac{1}{\mu} = \frac{\mu - \mu_0}{\mu\mu_0} = \frac{\Delta\mu}{\mu\mu_0} = \frac{\sigma\varepsilon_0}{\pi J_\infty^2}$$

или

$$\xi = \frac{\Delta\mu}{\mu\sigma} = \frac{\varepsilon_0\mu_0}{\pi J_\infty^2}. \quad (1.30)$$

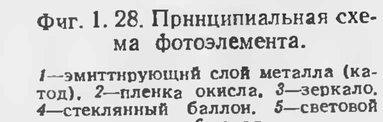
Отсюда следует, что чувствительность ферромагнитного тела к механическим напряжениям тем выше, чем больше произведение $\varepsilon_0\mu_0$. При выборе ферромагнитного материала для магнитострикционного датчика следует исходить из требований максимума величины $\mu_0\varepsilon_0$. Ф. В. Майоров показал, что наибольшим значением этой величины обладает сплав типа пермаллоя с содержанием 65% никеля.

6. Фотоэлектрический метод

В фотоэлектрических методах измерения используются различные электрические эффекты, возникающие при освещении некоторых материалов световыми лучами. При падении на поверхность некоторых тел световые лучи сообщают часть своей энергии электронам, переводя их с одних электрических уровней на другие, следствием чего является выход электронов на поверхность тела или переход их из состояния, связанного с атомами, в свободное состояние.

Согласно квантовой теории всякий металл представляет собой кристаллическую решетку из положительно заряженных ионов,

между которыми движутся свободные электроны. Кинетическая энергия этих электронов тем больше, чем выше температура металла. Свободные электроны удерживаются в металле электростатическими силами, воздействующими со стороны ионов кристаллической решетки. Выход электрона из металла более вероятен в том случае, когда электрон обладает большей кинетической энергией. Очевидно, что если сообщить электрону извне дополнительную энергию, например световую, то можно облегчить выход его на поверхность. Явление выхода электронов на поверхность металлов под действием световых лучей называется *фотоэлектронной эмиссией*. Если сообщить эмиттируемым электронам упорядоченное движение, например, помещением эмиттирующей поверхности в электрическое поле, то получим электрический ток, называемый *фототоком*. Очевидно, что фототок может возникать не только за счет эмиттируемых на поверхность электронов, но также за счет электронов, выбитых квантами света из электронных орбит атома и остающихся свободными внутри вещества.



Фиг. 1.28. Принципиальная схема фотоэлемента.

1—эмиттирующий слой металла (катод). *2*—пленка окисла. *3*—зеркало. *4*—стеклянный баллон. *5*—световой луч. *6*—анод.

Известны три вида фотоэффекта: *внешний, внутренний* и *фотоэффект в запирающем слое.*

Внешний фотоэффект заключается в возникновении фотоэлектронной эмиссии на поверхности металлического электрода, освещаемого световыми лучами (под световыми лучами подразумеваются электромагнитные волны видимой и прилегающей к ней части спектра). Упорядоченное движение фотоэлектронам сообщается при помощи электрического поля, создаваемого между электродами; одним из электродов является эмиттирующая поверхность. Электрод покрывают металлом, обладающим наибольшим фотоэффектом. К числу таких металлов относятся цезий, рубидий, натрий и др. На фиг. 1.28 показано принципиальное устройство фотоэлемента (т. е. прибора, использующего фотоэффект) и его включение в схему. Тонкий эмиттирующий слой *1* металла, например цезия, наносят на пленку *2* окисла этого металла, которая в свою очередь покрывает серебряное зеркало *3*, находящееся на внутренней поверхности стеклянного баллона *4*. Световой луч *5* попадает на эмиттирующую поверхность через окно в стеклянном баллоне. Положительный зажим батареи присоединяется к аноду *6*, а отрицательный — к катоду *1* (эмиттирующий слой металла является катодом).

Фотоэлементы с внешним фотоэффектом бывают вакуумные и газонаполненные. В первом случае фототок обусловлен только фотоэлектронами, тогда как во втором случае фотоэлектроны вызывают ионизацию газа (обычно аргона при давлении, равном сотым долям миллиметра ртутного столба), вследствие чего общий фототок возрастает.

Столетов установил, что фотоэлектрический ток при постоянном спектральном составе света пропорционален интенсивности света. Другими словами, если i — сила фототока, а Φ — световой поток, падающий на фотоэлемент, то при постоянном приложенном напряжении u (см. фиг. 1. 28) получим

$$i=k\Phi, \qquad (1.31)$$

где k — коэффициент, характеризующий чувствительность фотоэлемента.

На фиг. 1. 29 показаны кривые зависимости силы фототока i от светового потока Φ для газонаполненного фотоэлемента при различных значениях напряжения, подтверждающие установленную Столетовым зависимость (1.31).

Фиг. 1. 29. Кривые зависимости силы фототока от светового потока.

Дальнейшие исследования показали сильную зависимость фототока от спектрального состава света, причем было установлено, что световые луч некоторых длин волн вовсе не вызывают фотоэффекта. Эйнштейн установил закон, по которому энергия фотоэлектронов пропорциональна частоте падающих лучей, т. е.

$$\frac{mv^2}{2}=h(\nu-\nu_0), \qquad (1.32)$$

где m — масса электрона;
v — скорость электрона;
h — постоянная Планка;
ν — частота падающих лучей;
ν_0 — граничная частота лучей, при которой фотоэффект отсутствует.

Так как энергия фотоэлектронов, а следовательно, и сила фототока зависит от длины волны падающих лучей, то одной из важных характеристик фотоэлемента является его *спектральная характеристика.*

Следующей важной характеристикой фотоэлемента с внешним фотоэффектом является его *частотная характеристика,* т. е. зависимость фототока от скорости изменения интенсивности света. Сам по себе внешний фотоэффект наступает мгновенно после начала освещения катода, однако возникающие в ряде случаев вторичные явления (электронная эмиссия при бомбардировке анода фотоэлектронами, ионизация газа и др.) замедляют возникновение фототока, в результате чего фотоэлементы становятся инерционными.

При практическом использовании фотоэлементов с внешним фотоэффектом, помимо указанных характеристик, имеет значение также зависимость фототока от напряжения, окружающей температуры и времени.

Повышение температуры приводит к увеличению фототока вследствие увеличения энергии электронов. При этом меняется спектральная характеристика фотоэлемента.

Характеристики фотоэлементов с внешним фотоэффектом с течением времени изменяются, что может привести к нарушению градуировки прибора.

В н у т р е н н и й ф о т о э ф ф е к т заключается в изменении электрического сопротивления некоторых полупроводниковых материалов при облучении их световыми лучами. К таким материалам относятся селен, сера, сплав сульфида таллия с окисью таллия и сернистый свинец.

При освещении полупроводниковых материалов энергия световых квантов затрачивается на освобождение связанных с атомами электронов и перевод их в свободное состояние. Увеличение количества свободных электронов эквивалентно уменьшению электрического сопротивления полупроводников. Фотоэлементы с внутренним фотоэффектом являются специальными электрическими сопротивлениями, поэтому они и получили название *фотосопротивлений.*

Изменение фотосопротивления пропорционально интенсивности падающего светового потока. Зависимость силы фототока i от светового потока Φ, называемая *световой характеристикой фотосопротивления,* определяется выражением

$$i=k\Phi^{\gamma}, \qquad (1.33)$$

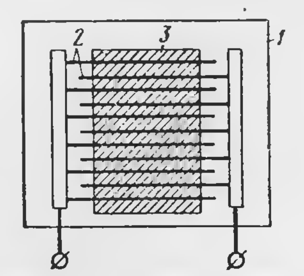
где γ — лежит в пределах от 0,3 до 0,4;
k — постоянный коэффициент.

Чувствительность фотосопротивления выше, чем фотоэлемента с внешним фотоэффектом, и в зависимости от величины светового потока составляет от нескольких сотен микроампер на люмен (большой световой поток) до нескольких миллиампер на люмен (малый световой поток).

Принцип устройства селенового фотосопротивления показан на фиг. 1.30. На стеклянной пластинке *1* путем вытравления нанесены две входящие друг в друга системы штрихов. Образовавшиеся канавки *2* заполняют проводящими веществами (платина, золото, графит), которые служат электродами, после чего на пластинку наносят тонкий слой селена *3.* Для защиты от воздействия влаги фотосопротивление помещают обычно в эвакуированный стеклянный баллон.

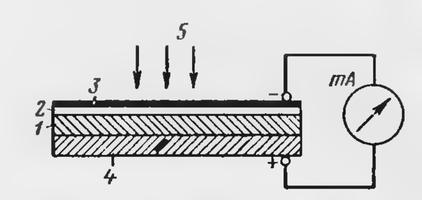
Одной из основных характеристик фотосопротивления является отношение *темнового* сопротивления $R_т$ (сопротивление при нулевом световом потоке) к сопротивлению освещенного $R_{осв}$ (номинальным потоком) фотоэлемента, т. е. $R_т/R_{осв}$. Эта величина для разных фотосопротивлений колеблется в пределах 3 : 1—6 : 1

Фотосопротивления, как и фотоэлементы с внешним фотоэффектом, имеют различные спектральные характеристики. Так, например, селеновые фотосопротивления имеют максимум спектральной чувствительности в красной области спектра, таллофидные сопротивления — в инфракрасной области и т. д.



Фиг. 1. 30. Селеновое фотосопротивление.

1—стеклянная пластинка. *2*—канавки. *3*—слой селена.



Фиг. 1. 31. Схема вентильного фотоэлемента.

1—слой селена. *2*—запирающий слой. *3*—полупрозрачный слой золота или платины. *4*—пластинка (железо или алюминий). *5*—луч света.

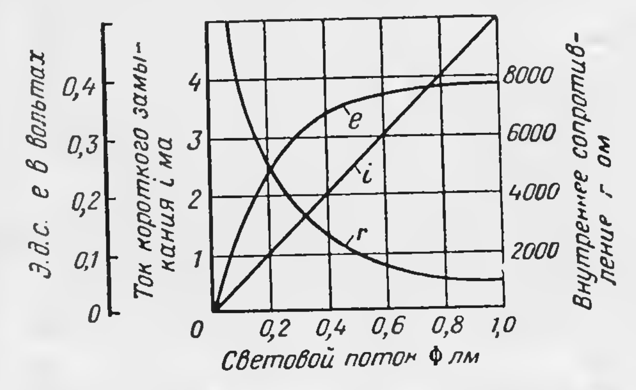
Фотосопротивления обладают значительной инерцией вследствие влияния положительных ионов, возникающих при вторичной эмиссии. Они не стабильны во времени и подвержены влиянию температуры, поэтому не находят широкого применения в измерительной технике. Однако в качестве чувствительных элементов автоматических устройств фотосопротивления незаменимы.

Ф о т о э ф ф е к т в з а п и р а ю щ е м с л о е заключается в следующем. Если освещать поверхность соприкосновения некоторых полупроводников с проводниками, то при этом возникнет направленное движение электронов, представляющее собой электрический ток. Механизм этого явления состоит в том, что кванты падающего на полупроводник света отдают свою энергию электронам, выбивая их из электронных орбит атомов. При этом освободившиеся электроны переходят в проводник, заряжая его отрицательно. Поскольку слой на границе соприкосновения полупроводника с проводником обладает вентильными свойствами, пропуская электрический ток в одном направлении, то фотоэлементы, основанные на использовании фотоэффекта в запирающем слое, носят название *вентильных*.

Принцип устройства вентильного фотоэлемента показан на фиг. 1. 31. На железную или алюминиевую пластинку (электрод) *4*

путем испарения в вакууме наносят слой селена *1*. На поверхности селена образуется запирающий слой *2*, с которым соприкасается полупрозрачный слой *3* золота или платины. При этом железная пластинка *4* служит положительным электродом, а золотая — отрицательным. Если электроды замкнуть на внешнюю цепь, то при освещении фотоэлемента по цепи потечет фототок.

На фиг. 1. 32 показана зависимость э. д. с. *e* холостого хода, тока короткого замыкания *i* и внутреннего сопротивления *r* селенового фотоэлемента от величины светового потока Ф. Из кривых



Фиг. 1. 32. Характеристики селенового фотоэлемента.

видно, что с увеличением освещенности внутреннее сопротивление *r* падает, а э. д. с. *e* возрастает, приближаясь к насыщению при большой освещенности.

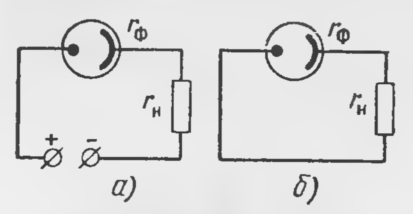
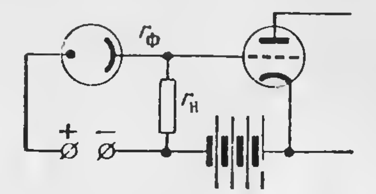
Преимуществами вентильных фотоэлементов являются большая чувствительность (что позволяет в ряде случаев обойтись без усиления) и малая инерционность. Однако эти фотоэлементы чувствительны к изменению внешней температуры и менее стабильны во времени, чем фотоэлементы других типов.

Следует заметить, что в вентильных фотоэлементах энергия светового потока непосредственно преобразуется в электрическую энергию без применения посторонних источников энергии. В фотоэлементах же с внешним и внутренним фотоэффектами световая энергия служит только для управления энергией внешнего источника. На этом основании методы измерения с использованием внутреннего и внешнего фотоэффектов следует отнести к параметрическим методам, а методы измерения с использованием фотоэффекта в запирающем слое — к генераторным методам.

Фотоэлементы включаются в цепь последовательно с нагрузкой, как это показано на фиг. 1. 33, *а* — для фотоэлементов с внешним и внутренним фотоэффектами, а на фиг. 1. 33, *б* — для вентильных фотоэлементов. В качестве нагрузки могут служить измерительный прибор, реле, управляющая обмотка магнитного усилителя и т. д.

В случае применения электронных усилителей для усиления фототоков фотоэлементы с внешним и внутренним фотоэффектами могут присоединяться к схеме, как показано на фиг. 1.34.

Фотоэлектрический метод измерения незаменим в тех случаях, когда измеряемая неэлектрическая величина непосредственно свя-

Фиг. 1.33. Схемы включения фотоэлементов.

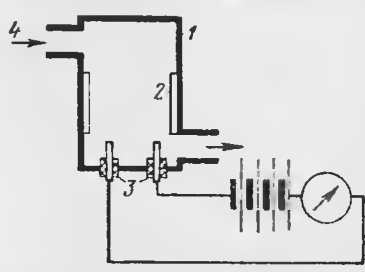
$r_ф$ — сопротивление фотоэлемента, $r_н$ — сопротивление нагрузки.

Фиг. 1.34. Схема включения фотоэлементов.

зана с излучаемой световой энергией. Например, при определении направлений на объекты, излучающие световую энергию, фотоэлектрический метод часто оказывается единственно возможным. В других случаях измеряемую неэлектрическую величину нужно сначала преобразовать в изменение светового потока.

7. Ионизационный метод

Ионизационный метод измерения основан на использовании явления протекания электрического тока через ионизированный газ. Если находящуюся между двумя электродами газовую среду (фиг. 1.35) подвергнуть ионизации, то при приложении к электродам напряжения возникнет упорядоченное движение электронов и положительных ионов ионизированного газа, называемое *ионизационным током.* Сила ионизационного тока зависит от приложенного напряжения *u*, параметров газовой среды и параметров стенок камеры. Поэтому ионизационный метод можно использовать в приборах для измерения плотности и скорости потока газа, температуры, давления, для качественного и количественного анализа газов и др.



Фиг. 1.35. Схема ионизационного датчика.

1—ионизационная камера, 2—ионизирующий фактор, 3—электроды, 4—поток газа.

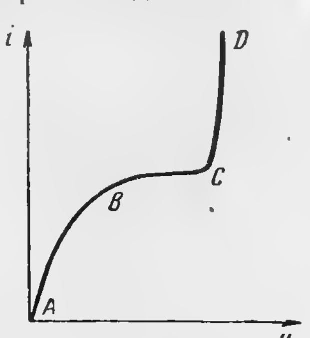
Для ионизации газа в ионизационных датчиках используются термоионная эмиссия, рентгеновские лучи, радиоактивное излучение, эмиссия положительных ионов, тлеющий разряд и т. д.

В ряде случаев ионизация газа является естественным процессом, поэтому датчики приборов упрощаются. В качестве примера можно указать, что степень ионизации газа зависит от его температуры, поэтому ионизационный метод иногда используется для устройства термометров. Зависимость степени ионизации от плотности газа можно использовать для устройства высотомеров и т. д.

Принцип устройства ионизационного датчика для анализа газа ясен из фиг. 1.35. Поток анализируемого газа *4* поступает в ионизационную камеру *1*, где газ ионизируется посредством ионизирующих факторов *2* (радиоактивный слой и др.). Возникающий между электродами *3* ток будет зависеть от параметров газа (плотности, скорости потока и т. д.).

Если степень ионизации газа поддерживается постоянной, то зависимость ионизационного тока i от приложенного к электродам напряжения u определяется формулой

$$i = qn(1 - e^{-ku}), \qquad (1.34)$$



Фиг. 1.36. График зависимости ионизационного тока от напряжения.

где q — заряд иона;
n — число ионов и электронов, создаваемых в камере в единицу времени;
k — постоянный коэффициент.

Из формулы (1.34) следует, что при большом напряжении u член e^{-ku} становится малым по сравнению с единицей, при этом ионизационный ток достигает величины $i=qn$ (фиг. 1.36, участок кривой ABC). При дальнейшем увеличении напряжения u ионизационный ток i начинает снова резко возрастать (участок кривой CD); в этом случае формула (1.33) становится неприменимой.

ГЕНЕРАТОРНЫЕ МЕТОДЫ ИЗМЕРЕНИЯ

8. Электромагнитный метод

Электромагнитный метод измерения неэлектрических величин основан на прямом использовании закона электромагнитной индукции.

Закон электромагнитной индукции можно использовать в следующих двух формулировках. Если в постоянном магнитном поле движется проводник со скоростью v, то в нем индуктируется и э. д. с. e, равная

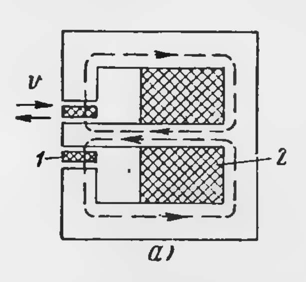
$$e = Blv, \qquad (1.35)$$

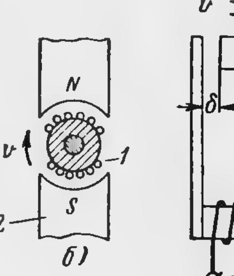
где B — составляющая магнитной индукции по направлению, перпендикулярному скорости v;
l — длина проводника.

С другой стороны, если поместить проводник в переменном магнитном поле, то индуктируемая в нем э. д. с. e будет равна

$$e = -\frac{d\Phi}{dt}, \tag{1.36}$$

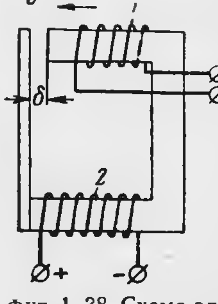
где Φ — магнитный поток.





Фиг. 1. 37. Схемы электромагнитного преобразователя.

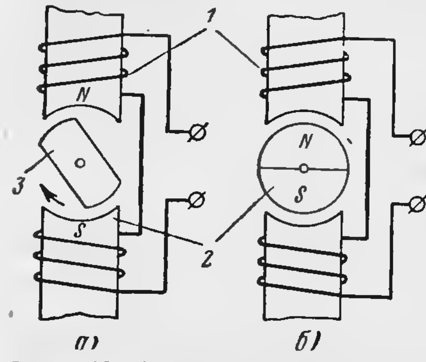
1—катушка, 2—магнит или электромагнит.



Фиг. 1. 38. Схема электромагнитного преобразователя.

1—катушка, 2—магнит или электромагнит.

В соответствии с этими двумя формулировками закона электромагнитной индукции можно получить два типа преобразователей неэлектрических величин в электрические. Первый тип преобразователя состоит из катушки *1*, движущейся в постоянном магнитном поле магнита или электромагнита *2* (фиг. 1. 37, *а* и *б*). Катушка приводится в движение со скоростью v под действием механических сил, возникающих за счет энергии, получаемой от испытуемого объекта. Наводимая в катушке э. д. с. пропорциональна скорости v движения. Второй тип преобразователя состоит из неподвижной катушки *1* (фиг. 1. 38) и магнитопровода с переменным зазором δ (или с другим устройством для изменения магнитного потока), служащим для изменения магнитного потока магнита или электромагнита *2*. Изменение зазора δ осуществляется за счет измеряемых неэлектрических величин. Разновидностями второго типа преобразователя являются система с неподвижными катушками *1* и магнитом *2* и вращающимся коммутатором *3* (фиг. 1. 39, *а*) и система с неподвижной катушкой *1* и вращающимся магнитом *2* (эскиз *б*).



Фиг. 1. 39. Схемы электромагнитного преобразователя.

1—катушки, 2—магниты, 3—коммутатор.

Электромагнитный метод применим непосредственно для измерения тех неэлектрических величин, которые связаны со скоростью v движения или могут быть преобразованы в скорость. В частности, этот метод находит широкое применение при измерении вибраций, ускорения и скоростей вращения. Если измеряемые величины связаны с перемещением, а не со скоростью, то для получения на выходе прибора величины, пропорциональной измеряемой, необходимо применять интегрирующие устройства.

Покажем, что в преобразователе с переменным зазором индуктируемая э. д. с. пропорциональна скорости изменения зазора. Если M — магнитодвижущая сила постоянного магнита или электромагнита, а $R_м$ — магнитное сопротивление, то магнитный поток будет равен

$$\Phi = \frac{M}{R_м}. \tag{1.37}$$

Сопротивление $R_м$ состоит из сопротивления железа $R_ж$ и сопротивления воздушного промежутка $R_в$, равного

$$R_в = k\delta,$$

где δ — величина зазора.

Итак,

$$R_м = R_ж + k\delta. \tag{1.38}$$

Если зазор изменяется на величину $\Delta\delta$, то

$$\Phi = \frac{M}{R_ж + k(\delta_0 + \Delta\delta)} \approx \frac{M}{R_ж + k\delta_0}\left(1 - \frac{\Delta\delta}{\delta_0}\right),$$

или

$$\Phi = \Phi_0\left(1 - \frac{\Delta\delta}{\delta_0}\right) \tag{1.39}$$

при условии, что

$$\Delta\delta \ll \delta_0, \quad R_ж < k\delta_0.$$

Электродвижущая сила e, индуктируемая в катушке, согласно формуле (1. 35) будет равна

$$e = -\frac{d\Phi}{dt} = \frac{\Phi_0}{\delta_0}\frac{d}{dt}(\Delta\delta) = \frac{\Phi_0 v}{\delta_0}. \tag{1.40}$$

Следовательно, э. д. с. пропорциональна скорости изменения зазора δ.

При выборе параметров электромагнитных датчиков следует исходить из требования работы их на режиме холостого хода, так как только при этом условии остаются справедливыми соотношения (1. 37) и (1. 38).

Электромагнитный метод целесообразно применять для измерения быстроизменяющихся величин.

9. Термоэлектрический метод

Явление термоэлектричества заключается в том, что в замкнутой цепи, состоящей из двух разнородных проводников, имеющих два спая, возникают токи, если спаи поддерживать при различных температурах. Возникающая в цепи термоэлектродвижущая сила является функцией разности температур спаев, а при небольшой разности пропорциональна ей. Величина термоэлектродвижущей силы зависит только от рода проводников и температуры спаев, но не зависит от их формы и размеров. Термоэлектрическая цепь, образованная двумя разнородными проводниками с двумя спаями, называется *термопарой.* Обычно в термопаре спай, подверженный воздействию измеряемых температур, называется *горячим спаем,* а другой спай, находящийся у измерительного прибора,—*холодным спаем.*

Для объяснения явления термоэлектричества воспользуемся следующими соображениями. Если соединить между собой два разнородных проводника, то на их противоположных концах возникнет разность потенциалов, зависящая только от рода соединяемых проводников. Разность потенциалов составляет до нескольких вольт в зависимости от рода соединяемых проводников. Эта разность потенциалов называется *контактной.*

Если взять ряд проводников $A, B, C, \ldots, L, M$ из разных металлов, то при попарном соединении их возникнут разности потенциалов u_{AB}, $u_{BC}, \ldots, u_{LM}$, хотя при последовательном соединении этих проводников разность потенциалов на концах будет u_{AM}. Отсюда следует, что в замкнутой цепи при одинаковых температурах проводников разность потенциалов будет равна нулю и ток будет отсутствовать. Другими словами, контактная разность потенциалов не может служить источником тока.

Поскольку явление термоэлектричества связано с контактной разностью потенциалов, то механизм возникновения разности следует рассмотреть более подробно.

В классической электронной теории металлов принято, что в любом металле имеется определенное количество свободных электронов. Эти электроны образуют электронный газ, подобный идеальному газу. Возникновение контактной разности потенциалов объясняется перемещением свободных электронов из одного металла в другой и выравниванием их внутренних потенциалов. Так как плотность электронных газов в разных металлах различна, то и давление их тоже различно. При соприкосновении металлов электроны вследствие разности давления будут диффундировать из металла с бóльшим давлением в металл с меньшим давлением электронного газа.

Применим выводы кинетической теории газов к этому электронному газу.

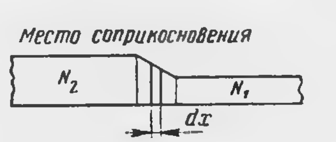
Пусть N — плотность электронного газа, p — его давление, а T—абсолютная температура. Тогда согласно уравнению Клапейрона, справедливому для электронного газа, получим

$$p=kNT, \qquad (1.41)$$

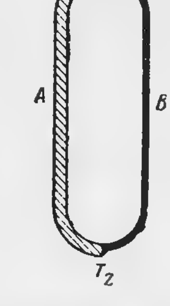
где $k=1{,}372 \cdot 10^{-16}$ *эрг/°* К—универсальная постоянная Больцмана.

Для двух металлов с плотностями N_1 и N_2 в месте их соприкосновения давление будет постепенно изменяться от $p_1=kN_1T$ до $p_2=kN_2T$. Возьмем бесконечно малый слой проводников в области их соприкосновения (фиг. 1.40). Приращение давления на длине dx будет

$$dp=kTdN. \qquad (1.42)$$



Фиг. 1. 40. К выводу выражения для термоэлектродвижущей силы.



Фиг. 1. 41. Схемы термопары.

Приращение давления dp также будет равно работе электрических сил, т. е.

$$dp=eNdu, \qquad (1.43)$$

где e — заряд электрона;

du — приращение потенциала.

Из сравнения формул (1. 42) и (1. 43), получим

$$kTdN=eNdu$$

или, после разделения переменных и интегрирования, получим

$$u_A-u_B=\frac{kT}{e}\ln\frac{N_A}{N_B}. \qquad (1.44)$$

Из выражения (1. 44) следует, что контактная разность потенциалов пропорциональна абсолютной температуре T проводника в месте контакта и логарифму отношения плотностей электронных газов. Из выражения (1. 44) следует также, что если вторые концы проводников A и B (см. фиг. 1. 40) привести в соприкосновение при той же температуре T, то возникнет контактная разность потенциалов, равная разности u_A-u_B, но обратная по знаку. Следовательно, в замкнутой цепи контактная разность потенциалов равна нулю.

Возникновение термоэлектродвижущей силы легко понять, если обратиться к выражению (1. 44). Здесь могут изменяться как плотность N, так и температура T. Предположим, что имеем цепь из двух проводников A и B, имеющих два спая (фиг. 1. 41). Если T_1 и T_2—

температура спаев, а N'_A, N'_B, N''_A и N''_B—соответственно плотности электронного газа в местах спая, то разность потенциалов при переходе от A к B будет

$$u' = \frac{kT_1}{e}\ln\frac{N'_A}{N'_B},$$

а при переходе от B к A

$$u'' = \frac{kT_2}{e}\ln\frac{N''_A}{N''_B}.$$

Разность потенциалов между спаями будет

$$E = u' - u'' = \frac{k}{e}\left(T_1\ln\frac{N'_A}{N'_B} - T_2\ln\frac{N''_A}{N''_B}\right) \quad (1.45)$$

или в интегральной форме

$$E = \frac{k}{e}\int_{T_1}^{T_2}\ln\frac{N_A}{N_B}\,dT. \quad (1.46)$$

Из выражения (1.45) следует, что термоэлектродвижущая сила возникает при неравенстве температур спаев и при различии электронных плотностей ($N'_A \neq N'_B$, $N''_A \neq N''_B$). Так как различие плотностей N' и N'' является обычно следствием различия температур спаев T_1 и T_2, то термоэлектродвижущая сила в конечном счете определяется различием температур.

Если принять плотности электронных газов не зависящими от температуры, что справедливо при небольшой разности температур спаев, то

$$E = c\vartheta, \quad (1.47)$$

где

$$c = \frac{k}{e}\ln\frac{N_A}{N_B};$$

$$\vartheta = T_1 - T_2.$$

Следовательно, в пределах небольшой разности температур термоэлектродвижущая сила пропорциональна этой разности. В действительности плотности N_A и N_B зависят от температуры, поэтому при достаточно большой разности температур спаев большей температуре будет соответствовать большое количество свободных электронов.

Формулы (1.45) и (1.47) дают всегда преувеличенные значения величины термоэлектродвижущей силы, если не сделать произвольных предположений относительно электронных плотностей N_A и N_B. Вместе с тем при весьма низких температурах термоэлектро-

движущая сила согласно тепловой теории Нернста должна обратиться в нуль, чего не следует из этих формул.

Модель «свободных электронов», которой пользуется классическая электронная теория металла, не соответствует физической картине явления, так как электроны взаимодействуют как между собой, так и с ионами кристаллической решетки металла. Электроны движутся не в свободном от сил металле, а в периодическом потенциальном поле, создаваемом ионами металла.

В квантовой механике принимается иная модель электронов в металле: предполагается, что электроны металла движутся независимо друг от друга в потенциальном поле, создаваемом ионами металла и остальными электронами. Не вдаваясь в детали вывода, приведем окончательное выражение для термоэлектродвижущей силы, даваемое квантовой механикой,

$$E = \frac{\pi^2}{3}\frac{k^2}{e}\int_{T_1}^{T_2}\left[\left(\frac{\lambda}{\xi}\right)_2 - \left(\frac{\lambda}{\xi}\right)_2\right]T\,dT, \quad (1.48)$$

где величины λ и ξ являются функциями температуры T, длины свободного пробега, скорости электронов, энтропии и электронных плотностей.

Предположим, что в формуле (1.48) величины $\left(\frac{\lambda}{\xi}\right)_1$ и $\left(\frac{\lambda}{\xi}\right)_2$ не зависят от температуры, тогда получим

$$E = \frac{\pi^2}{3}\frac{k^2}{e}\left[\left(\frac{\lambda}{\xi}\right)_1 - \left(\frac{\lambda}{\xi}\right)_2\right]\frac{T^2}{2}\Big/_{T_1}^{T_2}$$

или, если ввести обозначение $\vartheta = T_1 - T_2$,

$$E = \frac{\pi^2}{6}\frac{k^2}{e}\left[\left(\frac{\lambda}{\xi}\right)_1 - \left(\frac{\lambda}{\xi}\right)_2\right](2T_1 + \vartheta)\,\vartheta. \quad (1.49)$$

Эта формула хорошо подтверждается опытами.

Термоэлектрический метод находит широкое применение при измерении температур, а также при измерении других величин, связанных с температурой (скорости потока газов и жидкостей, расхода и др.). Термоэлектрические датчики отличаются постоянством характеристик, достаточной чувствительностью и возможностью работы без усиления.

10. Пьезоэлектрический метод

Пьезоэлектрический метод измерения основан на использовании пьезоэлектрического эффекта. Известно, что если некоторые кристаллы (кварц, турмалин, сегнетову соль) подвергать деформации, то на определенных поверхностях кристалла выделяются равные и противоположные по знаку электрические заряды, пропорцио-

нальные упругим механическим деформациям. Наоборот, если к тем же поверхностям кристалла приложить переменное электрическое напряжение, то кристалл будет деформироваться в соответствии с изменением напряжения. Первое явление (появление заряда при деформации) называется *прямым пьезоэффектом*, а второе—*обратным*.

Среди отмеченных выше кристаллов наибольшей чувствительностью обладает сегнетова соль. Однако применение соли ограничено тем, что ее пьезоэлектрические свойства сильно зависят от температуры, а при температуре 38° С почти полностью пропадают. Пьезоэлектрические свойства

Фиг. 1.42. Расположение осей в кристалле.

Фиг. 1.43. Расположение осей в пластинке из кристалла.

кварца в меньшей степени зависят от температуры и сохраняются еще при температурах 350—400° С.

Для удобства оценки свойств кристалла вводят понятия оптической z, электрической x и механической y осей (фиг. 1.42). Для устройства пьезоэлектрических датчиков из кристалла вырезают симметричные пластинки круглой или прямоугольной формы, ориентированные относительно осей так, как это показано на фиг. 1.42 (заштрихованная площадка).

При действии усилий F_x и F_y вдоль электрической или механической оси (фиг. 1.42) электрические заряды появляются только на гранях кристалла, перпендикулярных к электрической оси x (фиг. 1.43). Количество возникшего электричества пропорционально действующей на кристалл силе, причем

$$Q = kF_x; \qquad (1.50)$$

$$Q = -k\frac{q_x}{q_y}F_y, \qquad (1.51)$$

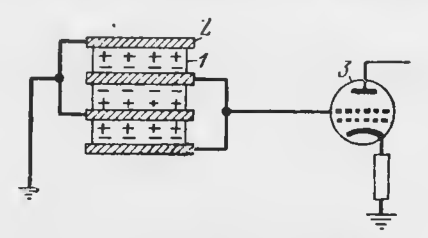
где Q — заряд в *к*;

F_x и F_y — силы в *кг*;

k — пьезоэлектрическая постоянная, равная для кварца $2{,}1 \cdot 10^{-11}$ *к/кг*;

q_x и q_y — площади поверхностей, перпендикулярных соответствующим осям.

Для снятия зарядов на плоскости пластинки *1*, перпендикулярные электрической оси (фиг. 1.44), накладываются металлические электроды *2*, от которых заряды отводятся на усилительное устройство *3*. Применение усилителей в пьезоэлектрических датчиках почти всегда неизбежно, так как возникающие при деформации заряды



Фиг. 1.44. Схема соединения пьезокристаллов.

1—пластинка, *2*—электрод, *3*—усилительное устройство.

незначительны по величине. Например, если действующая на кристалл кварца сила равна 1 *кг*, то заряд будет равен $2{,}1 \cdot 10^{-11}$ *к*. Зажатая между металлическими электродами пластинка кристалла образует конденсатор, напряжение u на котором определяется по формуле

$$u = \frac{Q}{C}, \qquad (1.52)$$

где C — емкость конденсатора, равная $\varepsilon q_x/4\pi d$;

ε — диэлектрическая постоянная кварца;

d — толщина пластинки.

Подставляя в формулу (1.52) значение заряда из (1.50), найдем

$$u = \frac{kF_x}{C} = \frac{4\pi k d F_x}{\varepsilon q_x}. \qquad (1.53)$$

Для примера определим напряжение при следующих данных: $\varepsilon = 4{,}5$, $d = 5$ *мм*, $F_x = 1$ *кг*, $q_x = 4$ *см²*. При подстановке этих данных в формулу (1.53) получим

$$u = \frac{2{,}1 \cdot 10^{-11} \cdot 0{,}5 \cdot 1 \cdot 4\pi}{4{,}5 \cdot 4 \cdot 10^{-12}} = 7{,}33 \text{ в}.$$

Несмотря на то, что это напряжение является значительным, измерение его при помощи прибора, потребляющего мощность не-

возможно, так как прибор будет разряжать пьезодатчик. Обычно напряжение с пьезодатчика подается на специальную электронную лампу с малой входной емкостью и чрезвычайно большим входным сопротивлением. Такая лампа называется *электрометрической.* Провода, соединяющие датчик с лампой, должны иметь высококачественную изоляцию и малую собственную емкость.

Пьезоэлектрический метод целесообразно применять для измерения переменных давлений, ускорения и деформаций. Измерение медленно изменяющихся величин этим методом практически неосуществимо.

Глава II

ОСНОВЫ ТЕОРИИ ТИПОВЫХ ЭЛЕМЕНТОВ АВИАЦИОННЫХ ПРИБОРОВ

1. Общие сведения

Устройство авиационных приборов основано на самых различных законах физики, механики, электротехники и т. п.

В настоящей главе рассматриваются в основном элементы, из которых состоит указатель, причем главным образом элементы механические. К такого рода элементам относятся упругие чувствительные элементы для измерения давления; биметаллические элементы, необходимые для компенсации температурных инструментальных погрешностей приборов; передаточные механизмы, применяемые для преобразования деформации упругих чувствительных элементов в поворот стрелки или шкалы указателя; опоры и подшипники, используемые в передаточных механизмах и в гироскопических приборах; успокоители (демпферы), служащие для гашения колебаний чувствительных элементов различных типов и, наконец, детали указательных систем приборов, т. е. шкалы и стрелки.

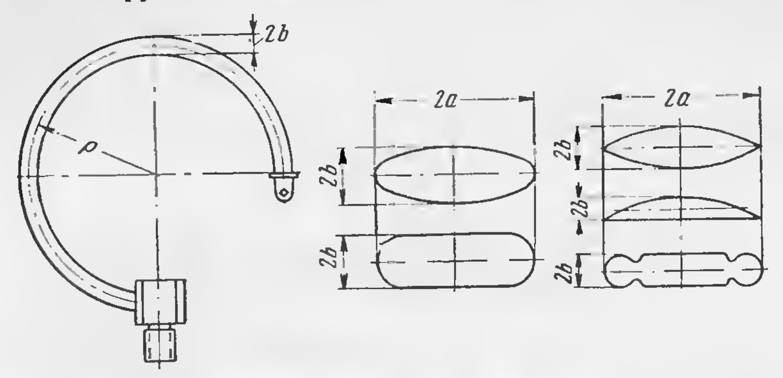
Ниже приведены описание всех этих элементов и формулы, по которым их можно рассчитать.

2. Упругие чувствительные элементы

Манометрическая трубка

С середины прошлого века по настоящее время одним из наиболее часто применяемых чувствительных элементов манометрических приборов является манометрическая трубка или трубчатая пружина, иногда называемая трубкой Бурдона (по фамилии ее изобретателя), которая представляет собой трубку эллиптического, овального или иногда более сложного сечения, изогнутую по дуге окружности (фиг. 2.1). Если внутрь трубки подать избыточное давление, то сечение трубки изменится [например, малая ось эллиптического сечения увеличится, а большая уменьшится (фиг. 2.2)].

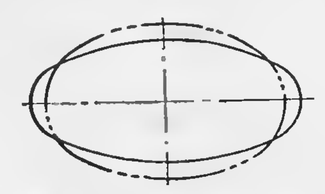
Посмотрим, какое положение займут внешние и внутренние стенки трубки AB и CD (фиг. 2. 3). Очевидно, что после деформации сечения трубки стенки ее должны будут занять положения, по-



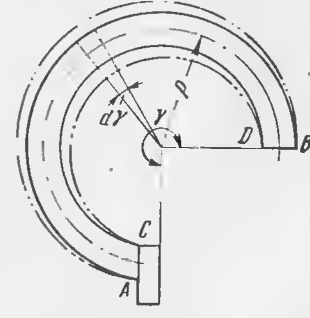
Фиг. 2. 1. Манометрическая трубка (трубка Бурдона) и формы ее сечения.

казанные пунктиром. Но в этом случае внешняя стенка будет растягиваться, а внутренняя сжиматься, и, следовательно, на точки B и D будут действовать силы, образующие пару, стремящуюся разогнуть трубку. Вследствие этого свободный конец трубки переместится. Очевидно, что чем больше избыточное давление, поданное внутрь трубки, тем больше будет перемещение ее конца.

Если закрепить свободный конец трубки и подать в нее давление, то все продольные волокна, лежащие внутри цилиндрической поверхности,



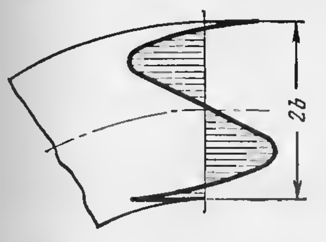
Фиг. 2. 2. Деформация сечения манометрической трубки.



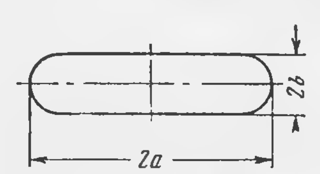
Фиг. 2. 3. К расчету манометрической трубки.

образованной большими осями сечения, будут сжаты, а лежащие вне поверхности, растянуты. Если теперь отпустить свободный конец, то трубка разогнется на некоторый угол, причем в положении равновесия момент, созданный силами растяжения и сжатия, должен будет уравновеситься. Очевидно, что теперь уже не все волокна, расположенные внутри поверхности больших осей, будут сжаты,

а внешние растянуты. Напряжения наиболее удаленных от этой поверхности волокон не изменят своего знака, но напряжения волокон, расположенных ближе к этой поверхности, изменят знак. Для пояснения на фиг. 2. 4 приведена эпюра напряжений в продольных волокнах манометрической трубки после подачи внутрь избыточного давления при равновесном ее положении. Эпюра построена так, что векторы изображают напряжения в волокнах, находящихся на одном и том же расстоянии от большой оси сечения.



Фиг. 2. 4. Эпюра напряжений в сечении манометрической трубки.



Фиг. 2. 5. Контур плоскоовального сечения.

Несмотря на то, что манометрическая трубка применяется уже почти сто лет, однако практически пригодного расчета ее до последнего времени не существовало, хотя теорией изгиба манометрической трубки занимались такие крупные ученые, как Лоренц, Карман и др. Только в 1940 г. была опубликована работа В. И. Феодосьева[1], давшая первый практически приемлемый расчет тонкостенной манометрической трубки эллиптического сечения.

Зависимость между углом разгибания тонкостенной трубки эллиптического сечения и величиной избыточного давления была определена в виде

$$\frac{d\gamma}{\gamma} = p\,\frac{1-\mu^2}{E}\,\frac{\rho^2}{bh}\left(1-\frac{b^2}{a^2}\right)\frac{\alpha}{\beta+\frac{\rho^2h^2}{a^4}}, \qquad (2.1)$$

где a, b, γ, ρ — геометрические параметры (см. фиг. 2. 1 и 2. 3);
h — толщина стенки;
$d\gamma$ — угол разгибания трубки (см. фиг. 2. 3);
p — избыточное давление;
μ — коэффициент Пуассона;
E — модуль упругости материала трубки;
α и β — величины, зависящие от отношения полуосей $\frac{a}{b}$ (табл. 2. 1).

Для плоскоовального сечения (фиг. 2. 5), как показала Л. Е. Андреева, формула (2. 1) остается справедливой, изменяются только величины α и β (табл. 2. 2).

[1] В. И. Феодосьев, Расчет тонкостенных трубок Бурдона эллиптического сечения энергетическим методом, Оборонгиз, 1940.

Для сильно вытянутого плоскоовального поперечного сечения манометрической трубки, как указала Л. Е. Андреева, лучшие результаты дает формула В. И. Феодосьева, выведенная для трубок с относительно большой толщиной стенок. Эта формула имеет вид

$$\frac{d\gamma}{\gamma}=p\,\frac{1-\mu^2}{E}\,\frac{\rho^2}{bh}\,\frac{1-\chi}{\dfrac{h^2}{12b^2}+\chi}$$

и применима при

$$\frac{a}{b}>8.$$

Величину χ можно найти из приведенного ниже выражения или определить по табл. 2. 3.

$$\chi=\frac{1}{ca}\,\frac{\operatorname{sh}^2 ca+\sin^2 ca}{\operatorname{ch} ca\operatorname{sh} ca+\cos ca\sin ca},$$

$$ca=\sqrt[4]{\frac{3a^4}{\rho^2h^2}}.$$

Линейное перемещение S свободного конца трубки, которое можно найти из геометрических соображений, определяется формулой

$$S=\frac{d\gamma}{\gamma}\rho\sqrt{(\gamma-\sin\gamma)^2+(1-\cos\gamma)^2}, \qquad (2.2)$$

причем

$$S_t=\frac{d\gamma}{\gamma}\rho(\gamma-\sin\gamma),$$

а

$$S_\rho=\frac{d\gamma}{\gamma}\rho(1-\cos\gamma),$$

где S_t — перемещение вдоль касательной к контуру трубки;
S_ρ — перемещение вдоль радиуса.

Для $\gamma=270°$ (наиболее часто встречающийся на практике случай) выражение (2. 2) упрощается

$$S=5{,}8\rho\frac{d\gamma}{\gamma}.$$

Иногда требуется определить тяговое усилие манометрической трубки. Ниже приведены формулы касательного и радиального усилия, действительные для случая трубок, рассчитанных по формуле (2. 1).

$$P_t=48pab\left(1-\frac{b^2}{a^2}\right)\frac{S}{\xi+\dfrac{\rho^2h^2}{a^4}}\,\frac{\gamma-\sin\gamma}{3\gamma-4\sin\gamma+\sin\gamma\cos\gamma}$$

и

$$P_\rho=48pab\left(1-\frac{b^2}{a^2}\right)\frac{S}{\xi+\dfrac{\rho^2h^2}{a^4}}\,\frac{1-\cos\gamma}{\gamma-\sin\gamma\cos\gamma},$$

где значения S и ξ указаны в табл. 2. 1 и 2. 2.

Таблица 2.1

a/b	1,5	2	3	4	5	6	7	8
α	0,636	0,566	0,493	0,452	0,430	0,416	0,406	0,400
β	0,062	0,053	0,045	0,044	0,043	0,042	0,042	0,042
S	0,0775	0,0662	0,0565	0,0515	0,0480	0,0465	0,0460	0,0455
ξ	0,662	0,584	0,499	0,459	0,439	0,429	0,423	0,416

Таблица 2.2

a/b	1,5	2	3	4	5	6	7	8
α	0,594	0,548	0,480	0,437	0,408	0,388	0,372	0,360
β	0,110	0,115	0,121	0,121	0,121	0,121	0,120	0,119
S	0,0848	0,0815	0,0743	0,0690	0,0652	0,0624	0,0602	0,0585
ξ	0,713	0,652	0,591	0,552	0,524	0,504	0,488	0,476

В случае вытянутого плоскоовального сечения трубок эти формулы имеют вид

$$P_t = 8pab(1-\chi)\frac{\gamma-\sin\gamma}{3\gamma-4\sin\gamma+\sin\gamma\cos\gamma}$$

и

$$P_\rho = 8pab(1-\chi)\frac{1-\cos\gamma}{\gamma-\sin\gamma\cos\gamma},$$

где значения χ указаны в табл. 2.3 [1].

Таблица 2.3

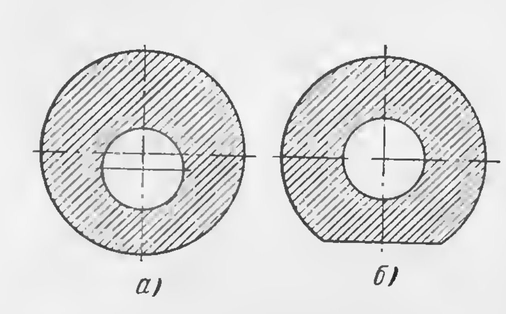
ca	0,7	0,8	0,9	1,0	1,2	1,4	1,6
χ	0,979	0,966	0,946	0,921	0,854	0,770	0,686

Продолжение

ca	1,8	2,0	2,2	2,4	2,8	3,0
χ	0,599	0,528	0,473	0,424	0,357	0,330

Обычно манометрические трубки применяюся для измерения давления от 1 $кГ/см^2$ и выше.

Для очень больших давлений можно применять оригинальную конструкцию трубки, предложенную А. Г. Нагаткиным [2] (фиг. 2.6). Трубка имеет цилиндрическую форму с эксцентрично расположенной внутренней полостью (*а*) или центрально расположенной внутренней полостью, но со срезанным по сечению сегментом (*б*).



Фиг. 2.6. Сечения манометрических трубок, рассчитанных на высокие давления.

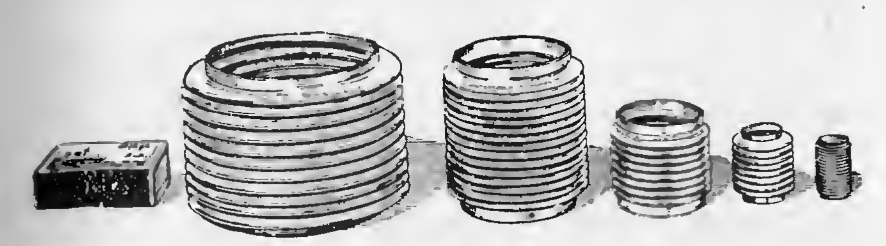
Эти трубки оказались весьма высокого качества в отношении прочности и гистерезиса и могут измерять давления до 10 000 $кГ/см^2$ и выше.

[1] Более подробные данные приведены в книгах В. И. Феодосьева, Расчет тонкостенных трубок Бурдона эллиптического сечения энергетическим методом, Оборонгиз, 1940. Упругие элементы точного приборостроения, Оборонгиз, 1949.

[2] А. Г. Нагаткин, Манометр высокого давления с трубчатой пружиной нового типа, «Приборостроение», 1956, № 5.

Сильфоны (гофрированные коробки, гофрированные меха)

Во многих автоматах, регулирующих работу авиационного двигателя, в приборах контроля работы двигателя, кислородных приборах и т. п. применяются гофрированные коробки — сильфоны (фиг. 2.7), метода расчета которых, как и манометрических трубок, не существовало в течение очень долгого времени. Только в 1941 г. В. И. Феодосьев предложил расчет гофрированных коробок и нашел зависимость между величиной деформации S сильфона и сосредоточенной нагрузкой Q [1], вызывающей эту деформацию. Эта зависимость определяется формулой



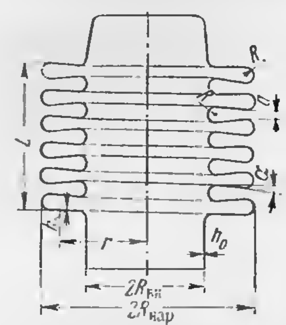
Фиг. 2.7. Общий вид гофрированных коробок.

$$S = Q\frac{1-\mu^2}{Eh_0}\,\frac{n}{A_0-\alpha A_1+\alpha^2 A_2+B_0\dfrac{h_0^2}{R_{вн}^2}},$$

где S — деформация сильфона;
Q — сосредоточенная нагрузка, равная произведению разности давлений на эффективную площадь сильфона;
μ — коэффициент Пуассона;
E — модуль упругости материала;
h_0 — толщина материала сильфона до вытяжки (фиг. 2.8);
n — число полных гофров;
α — угол, показанный на фиг. 2.8;
$R_{вн}$ — внутренний радиус заготовки до вытяжки;
A_0, A_1, A_2 и B_0 — коэффициенты, зависящие от параметров $k=R_{нар}/R_{вн}$ и $m=R/R_{вн}$;
$R_{нар}$ — наружный радиус сильфона.

[1] В. И. Феодосьев, Упругие элементы точного приборостроения, Оборонгиз, 1949.

Значения коэффициентов A_0, A_1, A_2 и B_0 определяются по графикам фиг. 2. 9 и 2. 10, а угол α — по формуле



Фиг. 2. 8. Осевое сечение сильфона.

$$\alpha = \frac{4Rn_1 - 2R - L}{2(n_1 - 1)(R_{нар} - R_{вн} - 2R)}.$$

Здесь n_1—число внешних закруглений гофра (например, на фиг. 2. 11, где число n_1 внешних закруглений гофра меньше числа n полных гофров); значение L указано на фиг. 2. 8.

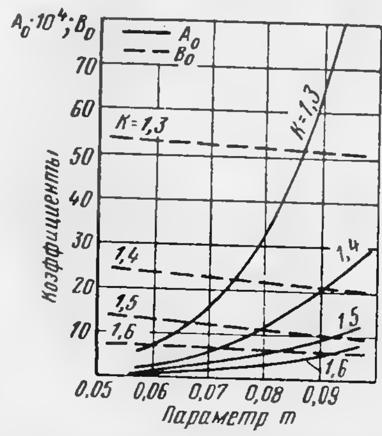
Связь между сосредоточенной нагрузкой Q и избыточным давлением p определяется уравнением

$$Q = pS_{эф},$$

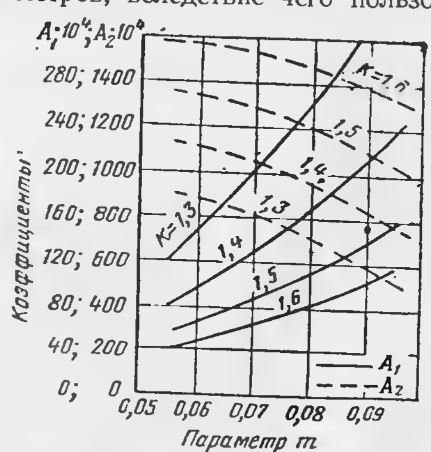
где $S_{эф}$ — эффективная площадь [1], которую с достаточной степенью точности можно положить равной $\pi R^2_{ср}$, а

$$R_{ср} = \frac{R_{нар} + R_{вн}}{2}.$$

Заметим, что графики фиг. 2. 9 и 2. 10 построены для недостаточного количества значений параметров, вследствие чего пользо-



Фиг. 2. 9. Зависимость коэффициентов A_0 и B_0 от параметров k и m.



Фиг. 2. 10. Зависимость коэффициентов A_1 и A_2 от параметров k и m.

ваться ими можно далеко не всегда, так как реальные значения параметров m и k часто находятся вне диапазона, для которого построены эти графики.

[1] Определение эффективной площади см. на стр. 61.

В. И. Королевым [1] в 1954 г. был предложен упрощенный расчет сильфонов для случая $\alpha = 0$ и большой глубины волн. Расчетная формула имеет вид

$$S = 2n\lambda_p \frac{QR^2_{нар}}{Eh^3}, \qquad (2.3)$$

где

$$\lambda_p = \frac{3(1-\mu^2)}{4\pi}\left[\frac{k^2-1}{k^2} - \frac{4\ln^2 k}{k^2-1}\right],$$

а

$$k = \frac{R_{нар}}{R_{вн}}.$$

Фиг. 2. 11. Измерение длины L при неполных крайних гофрах.

В расчетной схеме сильфона допускается, что гофры представляют собой набор кольцевых пластин, жестко соединенных друг с другом по контуру и, как следствие этого, радиус закругления гофра R полагается малым.

Значение h — толщины материала сильфона—предполагается осредненным и может быть определено по формуле

$$h^3 = \frac{h_0^3}{3}\left(1 + \frac{2}{k^3}\right),$$

где h_0, как и ранее, толщина материала до вытяжки.

Экспериментальная проверка показала, что формулу (2. 3) можно успешно применять и для сильфонов с обычной глубиной гофрировки

$$\left(k = \frac{R_{нар}}{R_{вн}} = 1{,}3 - 1{,}6\right).$$

Для определения прогиба под действием избыточного давления p, величину Q следует заменить отношением $p/S_{эф}$, где $S_{эф}$, как и выше, определяется из предположения, что

$$S_{эф} = \pi R^2_{ср}.$$

Гофрированные мембраны

В современных авиационных манометрических приборах наиболее частое применение нашли мембранные коробки и блоки коробок, причем мембраны, из которых сделаны коробки, обычно гофрированы (фиг. 2. 12).

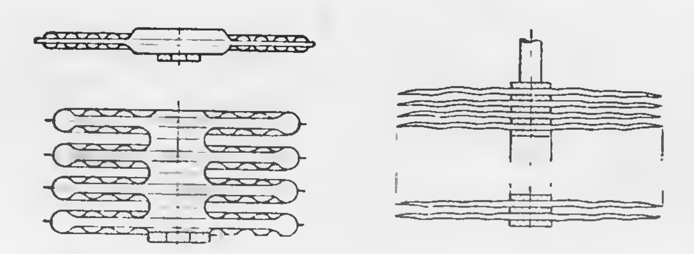
В высотомерах и мановакуумметрах применяются герметически запаянные и полностью эвакуированные коробки (остаточное дав-

[1] В. И. Королев, Расчет сильфонов, «Вестник Московского университета», 1954, № 9.

ление в которых равно примерно 0,1—0,2 *мм* рт. ст.). Эти коробки носят название *анероидных* (т. е. измеряющих без жидкости).

Первый положительный результат расчета гофрированной мембраны был получен Д. Ю. Пановым. Почти одновременно В. И. Феодосьевым были получены расчетные формулы с помощью метода академика Б. Г. Галеркина.

Эти работы дали основные методы расчета гофрированных мембран. К сожалению, полученные результаты справедливы только для относительно небольших прогибов (2—2,5 толщины мембраны), что и было оговорено самими авторами. На практике же бывает не-



Фиг. 2. 12. Мембранная коробка и мембранные блоки.

обходимо определять характеристику мембран (т. е. зависимость прогиба центра мембраны от избыточного давления, нагружающего мембрану) для прогибов, превышающих толщину материала мембраны в 16—20 раз.

В связи с этим наибольший интерес представляют работы Л. Е. Андреевой, предложившей метод расчета гофрированной мембраны, у которой профиль волн гофра представляет собой произвольную периодическую кривую. Схема расчета основана на том, что жесткость круглой мембраны вдоль ее радиуса и по концентрическим окружностям различна, т. е. на том, что круглая гофрированная мембрана может рассматриваться как анизотропная пластинка.

Расчетная формула имеет вид

$$p=\frac{Eh}{R^4}(Ah^2w_0+Bw_0^3), \qquad (2.4)$$

где p — избыточное давление, измеряемое мембраной;
w_0 — прогиб центра мембраны;
R — радиус мембраны;
h — толщина материала мембраны;
E — модуль упругости материала.

Коэффициенты A и B могут быть определены из следующих формул:

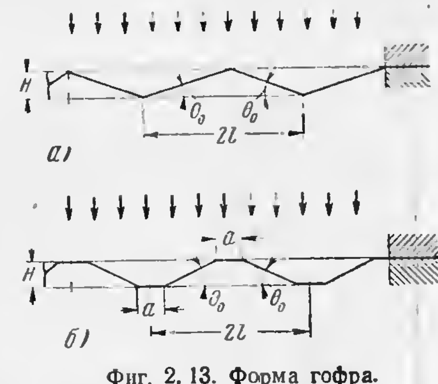
$$A=\frac{2(\sqrt{n}+3)(\sqrt{n}+1)}{3k\left(1-\frac{\mu^2}{n}\right)},$$

$$B=\frac{32k}{m^2-9}\left[\frac{1}{6}-\frac{3-\mu}{(m-\mu)(m+3)}\right],$$

где μ — коэффициент Пуассона;

$$m=\sqrt{kk_r};$$

$$n=\sqrt{kk_t}.$$



Фиг. 2. 13. Форма гофра.
а—пилообразный, *б*—трапецеидальный.

Выражения для величин k_r, k и k_t приведены в табл. 2. 4 в зависимости от типа гофрировки.

Значения H, θ_0, a и l указаны на фиг. 2. 13. Влияние глубины H гофрировки, числа гофров и формы гофра на характеристику мембраны можно определить теоретически из формулы (2. 4). Изучение этого влияния показало, что начальная жесткость мембраны повышается с увеличением глубины H, а характеристика становится более линейной.

Изменение формы гофра, вообще говоря, оказывает меньшее влияние на характеристику мембраны, чем изменение глубины гофрировки. При малом числе гофров наименее жесткой является пилообразная, а наиболее жесткой — трапецеидальная мембрана. При большом числе гофров распределение характеристик мембран имеет сначала тот же вид, что и при малом числе гофров. Однако с увеличением нагрузки (а следовательно, и прогиба) жесткость пилообразной мембраны становится больше жесткости синусоидальной, а трапецеидальной — меньше, т. е. распределение характеристик становится обратным.

Следует отметить, что изменять характеристику мембраны удобнее всего изменением толщины ее материала.

Указанный расчет характеристики мембраны с мелкой гофрировкой ($H/h<3$) остается практически действительным и при наличии жесткого центра при условии, что диаметр его не превышает 0,2—0,3 диаметра мембраны.

Для мембран с глубокой гофрировкой ($H/h\geqslant5$) формула (2. 4) справедлива даже при диаметре жесткого центра, составляющего 0,4—0,5 диаметра мембраны.

Таблица 2.4

Форма профиля гофра	k_r	k	k_l
Трапецеидальная	$\left(\frac{H}{h}\right)^2\left(\frac{1-\frac{2a}{l}}{\cos\theta_0}+\frac{6a}{l}\right)+\left(1-\frac{2a}{l}\right)\cos\theta_0+\frac{2a}{l}$	$\frac{1-\frac{2a}{l}}{\cos\theta_0}+\frac{2a}{l}$	$\left(\frac{H}{h}\right)^2\left(\frac{1-\frac{2a}{l}}{\cos\theta_0}+\frac{6a}{l}\right)+\frac{1-\frac{2a}{l}}{\cos^3\theta_0}+\frac{2a}{l}$
Пилообразная	$\left(\frac{H}{h}\right)^2\frac{1}{\cos\theta_0}+\cos\theta_0$	$\frac{1}{\cos\theta_0}$	$\left(\frac{H}{h}\right)^2\frac{1}{\cos\theta_0}+\frac{1}{\cos^3\theta_0}$
Пологая синусоидальная[1]	$\frac{3}{2}\left(\frac{H}{h}\right)^2+1$	1	$\frac{3}{2}\left(\frac{H}{h}\right)^2+1$

[1] Значения коэффициентов для глубокого синусоидального гофра см. в статье Л. Е. Андреевой, „Расчет характеристик гофрированных мембран", „Приборостроение", 1956, № 3.

В тех случаях, когда требуется произвести расчет с учетом жесткого центра, необходимо пользоваться специальной литературой[1].

Наличие неглубокого краевого гофра также почти не влияет на результаты расчета.

Эффективная площадь мембраны

Эффективная площадь мембраны обычно определяется несколько иначе, чем площадь сильфона. При расчете такой площади можно исходить из предположения (только приближенно справедливого), что сопротивление мембраны изгибу столь мало, что им можно пренебречь. Эффективной площадью будем называть отношение

$$S_{эф}=\frac{\Delta Q}{\Delta p},$$

где ΔQ—приращение силы, воспринимаемой упором, при изменении давления, нагружающего мембрану с одной стороны (фиг. 2. 14) на величину Δp.

Фиг. 2. 14. К расчету эффективной поверхности.

Приближенно эффективная площадь

$$S_{эф}=\frac{\Delta Q}{\Delta p}=\frac{\pi}{3}(R^2+Rr+r^2), \qquad (2.5)$$

где r — радиус жесткого центра;

R — радиус мембраны.

Для реальных мембран, у которых силы сопротивления изгибу не равны нулю, эффективная площадь будет несколько меньше. Следует отметить, что с увеличением деформации эффективная площадь мембраны уменьшается. При необходимости определения эффективной площади деформированной мембраны рекомендуется пользоваться указанной выше работой Л. Е. Андреевой.

За редким исключением мембраны и выполненные из них манометрические коробки применяются для измерения малых давлений, не превышающих 2—3 *кГ/см²*.

3. Биметаллические элементы

Для компенсации инструментальных температурных погрешностей мембранных приборов применяются биметаллические пластинки (полосы)[2], используемые также в качестве чувствительных элементов в термометрах и регуляторах температуры.

Биметаллическая пластинка состоит из двух сваренных или сплавленных (реже спаянных) металлических полос с разными ко-

[1] Л. Е. Андреева, Определение характеристики и эффективной площади гофрированной мембраны с жестким центром, Научные труды Высшей школы, № 1, 1958.

[2] О способах компенсации см. гл. VII.

эффициентами линейного расширения. Естественно, что при изменении температуры пластинка изогнется — при повышении температуры металл с бóльшим коэффициентом линейного расширения будет находиться с выпуклой стороны пластинки, при понижении температуры — с вогнутой. В соответствии с теоретическим расчетом [1] угол φ изгиба биметаллической пластинки (фиг. 2.15) в зависимости от изменения температуры Δt определяется формулой

$$\varphi=\frac{6(a+b)abE_1E_2(\alpha'-\alpha'')}{(E_1a^2-E_2b^2)^2+4abE_1E_2(a+b)^2}L\,\Delta t, \qquad (2.6)$$

где E_1 — модуль упругости материала, из которого изготовлен компонент толщиной a;

E_2 — то же для компонента толщиной b;

α' и α'' — соответствующие коэффициенты линейного расширения;

Δt — отклонение от температуры, при которой пластинка была прямолинейной.

Фиг. 2.15. К расчету биметаллической пластинки.

Условие максимального изгиба (приближенное)

$$E_1a^2-E_2b^2=0,$$

откуда

$$\frac{a}{b}=\sqrt{\frac{E_2}{E_1}}, \qquad (2.7)$$

т. е. для того, чтобы изгиб биметаллической пластинки был наибольшим, отношение толщин компонентов должно быть обратно пропорционально корню квадратному из отношения модулей упругости.

Если условие (2.7) удовлетворено, то равенство (2.6) для наибольшего изгиба примет вид

$$\varphi=\frac{3}{2}\,\frac{\alpha'-\alpha''}{a+b}\,L\,\Delta t. \qquad (2.8)$$

Отсюда легко найти величину прогиба конца консольно укрепленной пластинки. Если обозначить

$$k_0=\frac{3}{2}\,\frac{\alpha'-\alpha''}{a+b},$$

то изгиб элемента пластинки длиной dl будет равен

$$d\varphi=k_0\,\Delta t\,dl,$$

[1] С. С. Тихменев, Биметаллическая температурная компенсация, «Точная индустрия», 1938, № 2.

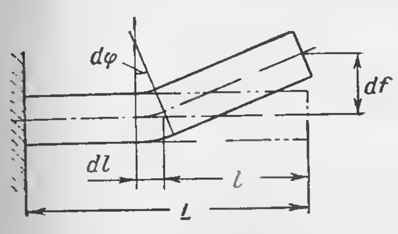
а прогиб пластинки f, возникающий вследствие изгиба элемента длиной dl, находящегося на расстоянии l от конца пластинки (фиг. 2.16), будет

$$df=l\,d\varphi=k_0\Delta t\,l\,dl,$$

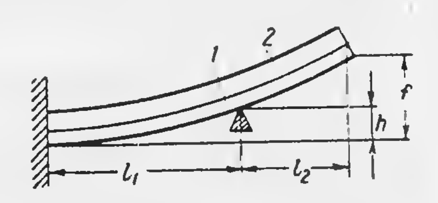
откуда

$$f=k_0\Delta t\,\frac{L^2}{2}. \qquad (2.9)$$

В приборах часто применяется устройство, состоящее из консольно укрепленной биметаллической пластинки, подпертой с одной



Фиг. 2.16. К расчету прогиба конца консольно укрепленной биметаллической пластинки.



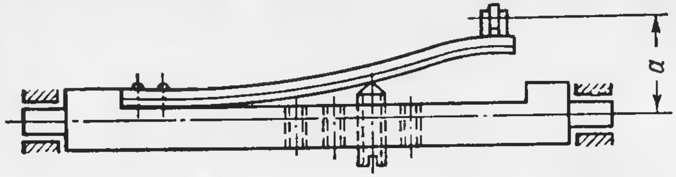
Фиг. 2.17. К расчету подпертой биметаллической пластинки.
1—сталь. 2—инвар.

стороны в какой-либо точке по ее длине (фиг. 2.17). Определение прогиба конца этой биметаллической пластинки было впервые предложено С. С. Тихменевым [1].

Тот же результат был получен Д. Ю. Пановым [2] более простым путем

$$f=h\left(1+\frac{3}{2}\,\frac{l_2}{l_1}\right)+k_0\Delta t\,\frac{l_2}{2}\left(l_2+\frac{l_1}{2}\right). \qquad (2.10)$$

Первое слагаемое правой части уравнения (2.10) определяет часть прогиба, зависящую только от действия опоры (обычно это



Фиг. 2.18. Переходная ось с биметаллической пластинкой температурного компенсатора второго рода.

винт, показанный на фиг. 2.18), второе слагаемое есть результат изменения температуры на величину Δt. При расчете компенсации, естественно, следует учитывать только второе слагаемое.

[1] См. ссылку на стр. 62.

[2] Д. Ю. Панов, О некоторых вопросах биметалла, Труды ВВИА им. Жуковского, вып. 274, 1948.

Следует иметь в виду, что когда опора удалена, то считать первое слагаемое равным нулю нельзя, так как прогиб точки, в которой происходило соприкосновение опоры с пластинкой, вследствие изменения температуры не равен нулю. Чтобы между формулами (2. 9) и (2. 10) не было противоречия, следует считать, что

$$h=k_0\Delta t\,\frac{l_1^2}{2}$$

и, если иметь в виду, что

$$l_1+l_2=L,$$

то после подстановки в формулу (2. 10) значения h получим формулу (2. 9).

Наиболее часто применяемыми компонентами биметаллических пластинок являются сталь и инвар.

4. Передаточные механизмы

Передаточный механизм служит для передачи деформации упругого чувствительного элемента на стрелку прибора, а часто также для получения шкалы заданного вида. Передаточные механизмы можно разделить на несколько групп: 1) шарнирные, 2) поводковые, 3) зубчатые и 4) цепные. Применяемые на практике механизмы обычно представляют собой комбинации этих групп. В авиационных приборах наиболее употребительны три первые группы передач; цепная передача в настоящее время почти не применяется [1].

1. Примером шарнирной передачи может служить кривошипно-шатунный механизм. В авиационных приборах обычно применяется дезаксиальный кривошипно-шатунный механизм, т. е. такой, у которого ось вращения кривошипа находится на расстоянии d от направления перемещения центра верхней мембраны манометрической коробки (фиг. 2. 19, *а* и *б*). Связь между углом α и ходом (деформацией) w_0 мембраны легко найти, если спроектировать плечо (кривошип) и тягу (шатун) на оси x и y и исключить из получившихся двух уравнений угол β. Имеем

$$b\cos\beta+a\sin(\alpha_0-\alpha)=c-w_0,$$

$$b\sin\beta+d=a\cos(\alpha_0-\alpha).$$

Исключая угол β, получим

$$w_0=c-a\sin(\alpha_0-\alpha)-\sqrt{b^2-[a\cos(\alpha_0-\alpha)-d]^2}. \qquad (2.11)$$

Допустим, что при $w_0=0$ угол $\alpha=0$. Тогда

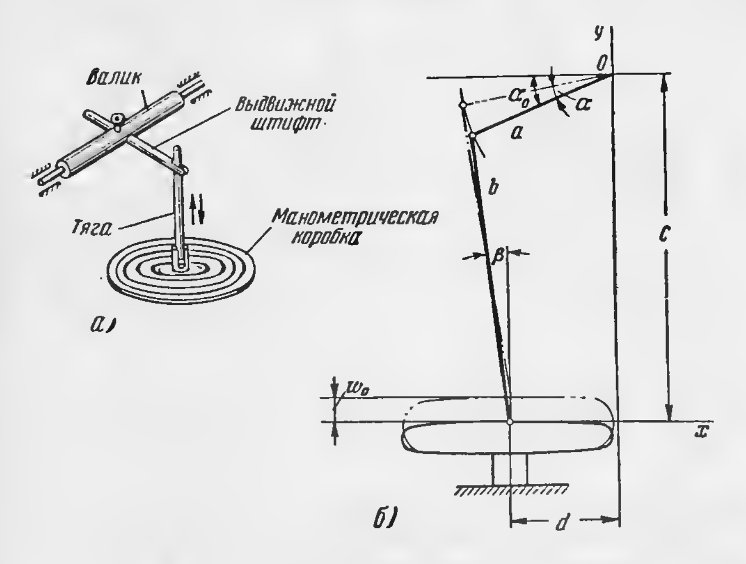
$$c=a\sin\alpha_0+\sqrt{b^2-(a\cos\alpha_0-d)^2},$$

[1] Более подробно о методах расчета передаточных механизмов см. Е. П. Новодворский, Об одном способе синтеза механизмов, Труды семинара по теории машин и механизмов при Институте машиноведения Академии наук СССР, вып. 42, 1951.

и формулу (2. 11) можно представить в несколько ином виде

$$w_0=a[\sin\alpha_0-\sin(\alpha_0-\alpha)]-\sqrt{b^2-[a\cos(\alpha_0-\alpha)-d]^2}+$$
$$+\sqrt{b^2-(a\cos\alpha_0-d)^2}. \qquad (2.12)$$

Кроме кривошипно-шатунных механизмов в авиационных приборах находят применение четырехзвенные передаточные механизмы как плоские, так и пространственные. Для плоского четырехзвенного механизма (фиг. 2. 20) связь между углом α поворота ведущего плеча a и углом β ведомого плеча l определяется неявной зависимостью



Фиг. 2. 19. Передаточный шарнирный механизм.
а — конструктивная схема, *б* — принципиальная схема.

$$l\cos(\beta_0+\beta)=c-a\cos(\alpha_0-\alpha)-$$
$$-\sqrt{b^2-[a\sin(\alpha_0-\alpha)-l\sin(\beta_0+\beta)]^2}.$$

Для пространственного четырехзвенного механизма (фиг. 2. 21) эта неявная зависимость имеет вид

$$[c_1+l\cos(\beta_0+\beta)+a\cos(\alpha_0-\alpha)]^2+$$
$$+[c_2-l\sin(\beta_0+\beta)]^2+[c_3-a\sin(\alpha_0-\alpha)]^2=b.$$

2. Применяемые в авиационных приборах поводковые передачи бывают разных видов, наиболее употребительными являются *синусные* и *тангенсные*. Примером синусной поводковой

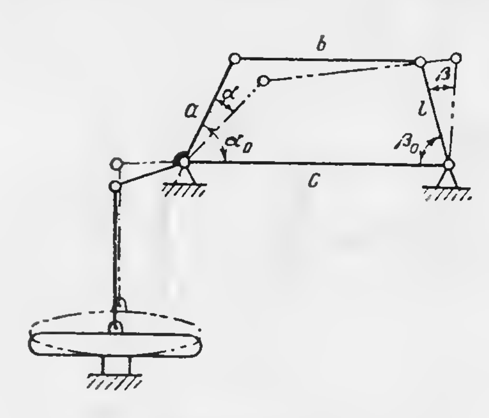
передачи может служить схема передачи в центробежных тахометрах (фиг. 2.22).

Очевидно, что

$$r\sin(\alpha_0-\alpha)=c-w_0.$$

Если при $w_0=0$ угол $\alpha=0$, то получим

$$w_0=r[\sin\alpha_0-\sin(\alpha_0-\alpha)]. \qquad (2.13)$$

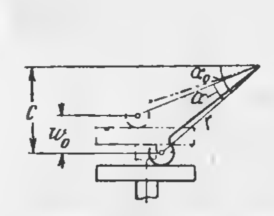


Фиг. 2.20. Схема плоского четырехзвенного механизма.

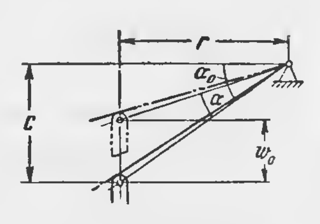
Фиг. 2.21. Схема пространственного четырехзвенного механизма.

Примером т а н г е н с н о й поводковой передачи служит механизм, приведенный на фиг. 2.23. Связь между углом α и ходом w_0 имеет вид

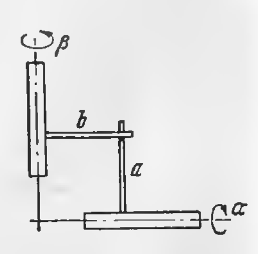
$$w_0=r[\operatorname{tg}\alpha_0-\operatorname{tg}(\alpha_0-\alpha)]. \qquad (2.14)$$



Фиг. 2.22. Синусный механизм.



Фиг. 2.23. Тангенсный механизм.



Фиг. 2.24. Двойной тангенсный механизм.

Поводковая передача, показанная на фиг. 2.24, тоже может служить примером тангенсного механизма. Связь между углами поворота α и β имеет вид

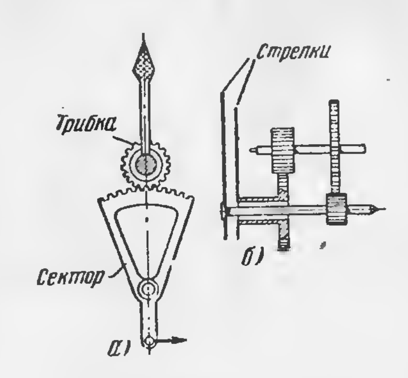
$$a\operatorname{tg}(\alpha_0+\alpha)=b\operatorname{tg}(\beta_0+\beta).$$

Если наложить условие, что при $\alpha=0$ угол $\beta=0$, то выражая явно $\operatorname{tg}\alpha$, найдем

$$\operatorname{tg}\alpha=\frac{ab\,[\operatorname{tg}(\beta_0+\beta)-\operatorname{tg}\beta_0]}{a^2+b^2\operatorname{tg}(\beta_0+\beta)\operatorname{tg}\beta_0}. \qquad (2.15)$$

Поводковые передачи могут представлять собой также комбинации приведенных выше схем и их разновидностей. К поводковым передачам относятся, в частности, и кулисные механизмы.

3. З у б ч а т ы е передачи в авиационных приборах применяются обычно для перевода угла поворота валика во вращение стрелки прибора после преобразования шарнирным или поводковым механизмом поступательного движения чувствительного элемента во вращательное движение этого валика. Большей частью зубчатые пары представляют собой сектор и трибку или зубчатый редуктор (состоящий из двух пар, фиг. 2.25) с эвольвентным зацеплением. В часовых механизмах нередко применяется также циклоидальное зацепление.



Фиг. 2.25. Зубчатая передача. а—сектор с трибкой, б—редуктор зубчатый.

4. Ц е п н а я передача в авиационных приборах в настоящее время почти не применяется, так как такая передача недостаточно устойчива против вибраций (при вибрациях, всегда имеющих место на самолете, стрелка прибора начинает колебаться). Однако в некоторых случаях цепная передача все же применяется. В этих случаях для передачи применяется цепочка Галля с расстоянием между осями звена от 0,5 до 2 *мм*. Следует отметить, что производство таких мелких цепочек при помощи автомата было впервые осуществлено в СССР Г. С. Аксельродом. За рубежом такие цепочки изготовляются только в Швейцарии ручным способом.

5. Опоры и подшипники

В авиационных приборах чаще всего применяются опоры на центрах, цилиндрические и на шпиле.

О п о р а н а ц е н т р а х показана на фиг. 2.26. Особенностью этой опоры является то, что она может работать в любом положении, т. е. является радиально-упорной опорой. Кроме того, момент трения в этой опоре значительно меньше, чем в цилиндрической, при той же прочности. Опора на центрах допускает регулирование зазора (люфта) между осью и основанием. При выборе размеров опоры следует пользоваться табл. 2.5.

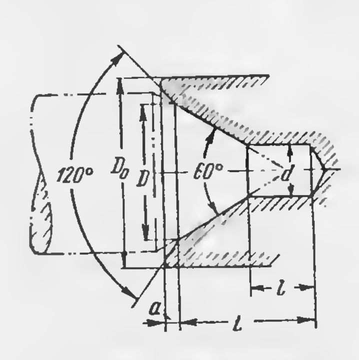
Таблица 2. 5

(по ГОСТ 3725)

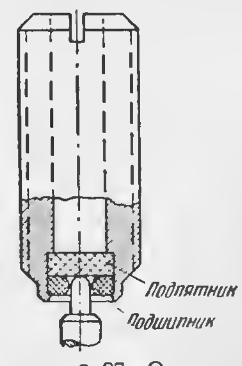
мм

Диаметр D_0 вала	Диаметр d центрирующего отверстия	D не более	L	Минимальный размер l	a
1—2	0,5	1	1	0,5	0,2
4	1	2,5	2,5	1,2	0,4
8	2	5	5	2,4	0,8
15	4	10	10	4,8	1,2

Схема цилиндрической опоры на камнях, применяемой в авиационных приборах, показана на фиг. 2. 27. Как и опора



Фиг. 2. 26. Опора на центрах.



Фиг. 2. 27. Опора на камнях.

на центрах, эта опора является радиально-упорной. Применяется цилиндрическая опора в тех случаях, когда нагрузка на ось незначительна, а моменты трения должны быть весьма малыми. Оба камня — подшипниковый с отверстием и подпятник — обычно делаются из агата или корунда. Коэффициент трения стали о камень (оси о подшипник и подпятник) не превышает 0,1.

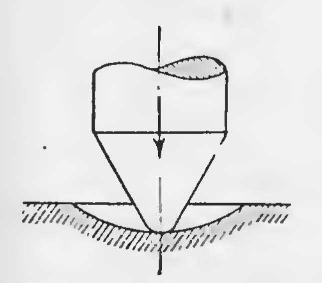
Опора на шпиле (фиг. 2. 28) применяется в основном в магнитных компасах. Шпиль выполняется обычно из иридия или высококачественной стали, а подпятник, называемый топкой,— из агата, рубина, сапфира или корунда. Для предотвращения выкрашивания радиус закругления шпиля не должен быть меньше 0,1 *мм*; радиус топки равен 2—3 *мм*.

Определим момент трения шпиля о топку. Соприкосновение между шпилем и топкой происходит не в точке, а по некоторой

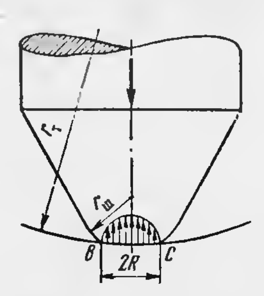
площадке малого диаметра BC (фиг. 2. 29). Радиус этой площадки [1]

$$R=\sqrt[3]{0{,}682\frac{\frac{1}{E_т}+\frac{1}{E_ш}}{\frac{1}{r_ш}-\frac{1}{r_т}}Q}, \qquad (2.16)$$

где $E_ш$ и $E_т$ — модули упругости шпиля и топки соответственно;
$r_ш$ и $r_т$ — соответствующие радиусы закруглений;
Q — нагрузка.



Фиг. 2. 28. Опора на шпиле.



Фиг. 2. 29. К расчету опоры на шпиле.

Давление на эту площадку распределяется по сферическому закону, т. е. предполагается, что давление максимально в центре и убывает к краю площадки.

Максимальное давление

$$q_{max}=\sqrt[3]{\frac{0{,}235\left(\frac{1}{r_ш}-\frac{1}{r_т}\right)^2}{\left(\frac{1}{E_ш}+\frac{1}{E_т}\right)^2}Q}. \qquad (2.17)$$

Момент трения можно определить по формулам

$$M_{тр}=\frac{1}{8}\pi^2 kR^3 q_{max}, \qquad (2.18)$$

где k — коэффициент трения шпиля о топку, или

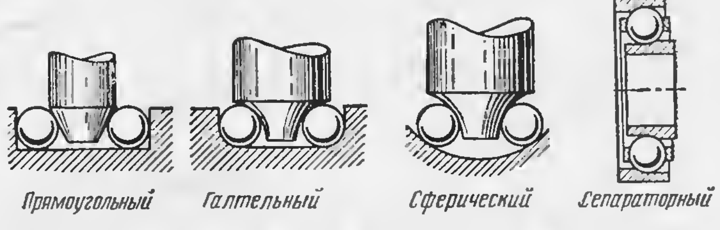
$$M_{тр}=\frac{3}{16}\pi kRQ. \qquad (2.19)$$

Модуль упругости стали $2{,}2\cdot 10^6$ *кГ/см²*, сапфира — $4{,}5\times\times 10^6$ *кГ/см²*; коэффициент трения стали по камню можно положить равным 0,1—0,08.

[1] Ф. В. Дроздов, Детали приборов, Оборонгиз, 1948.

Следует отметить, что вибрация в значительной степени уменьшает трение в опорах.

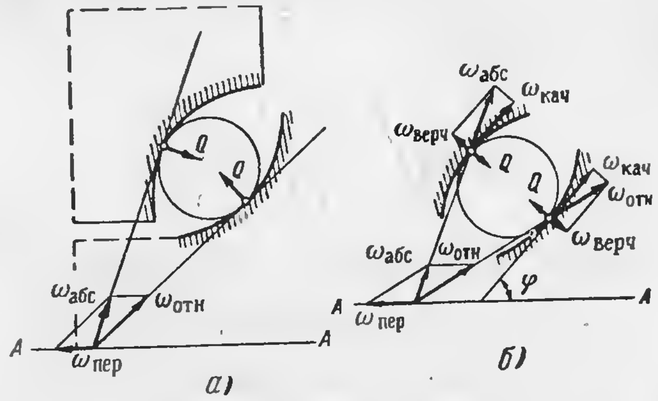
Применяемые в авиационных приборах (в основном гироскопических) подшипники большей частью являются радиально-упорными (фиг. 2. 30). Часто в подшипниках гироскопических при-



Фиг. 2. 30. Типы подшипников, применяемых в гироскопических приборах.

боров применяются насыпные подшипники (сепараторы отсутствуют).

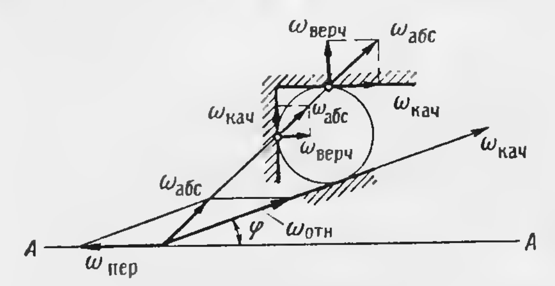
Механизм движением шарика в радиально-упорном подшипнике отличается от его движения в цилиндрическом. Рассмотрим галтельный подшипник, схема которого приведена на фиг. 2. 31. Для чистого качения при вращении вала вокруг геометрической оси $A—A$ необходимо, чтобы шарик был расположен в подшипнике так, как это показано на фиг. 2. 31, *а*. В этом случае касательные к шарику



Фиг. 2. 31. Кинематическая схема галтельного шарикоподшипника.

в точках соприкосновения с галтелями пересекаются в точке, лежащей на оси вращения $A—A$. Угловую скорость вращения шарика относительно неподвижного подшипника будем называть $\omega_{абс}$, угловую скорость вала — $\omega_{пер}$, а угловую скорость шарика относительно вращающегося вала — $\omega_{отн}$, так как первая скорость есть абсолютная угловая скорость шарика, вторая — переносная, а

третья — относительная. Однако реакции Q подшипника на шарик, как это видно из фиг. 2. 31, *а*, не уравновешиваются, так как они направлены друг к другу под некоторым углом. Естественно, что под влиянием равнодействующей этих двух сил Q шарик займет положение, показанное на фиг. 2. 31, *б*, при котором реакции взаимно уравновесятся. Но в этом случае направления угловых скоростей $\omega_{абс}$ и $\omega_{отн}$ будут совпадать не с касательными к шарику в точках соприкосновения его с галтелями, а с секущими. Перенесем $\omega_{абс}$ и $\omega_{отн}$ по их направлениям до точек соприкосновения шарика с галтелью и разложим их на направления касательных к



Фиг. 2. 32. Кинематическая схема прямоугольного шарикоподшипника.

шарику в этих точках и на перпендикуляры к ним. Очевидно, что составляющие по касательным представляют собой угловые скорости качения $\omega_{кач}$ шарика по галтелям, а составляющие, расположенные по нормали,— угловые скорости поворота шарика относительно точек соприкосновения. Эти угловые скорости будем называть угловыми скоростями «верчения» $\omega_{верч}$. Если бы соприкосновение происходило только в одной точке, то момент трения от этого движения был бы равен нулю. На практике в подшипниках соприкосновение происходит по некоторой поверхности (площадке), поэтому момент трения скольжения не равен нулю. Чем больше поверхность соприкосновения, тем больше момент трения.

Для уменьшения момента трения применяют прямоугольные подшипники. Хотя в этих подшипниках шарики имеют три поверхности соприкосновения, а не две, но так как образующие подшипника и оси являются прямыми линиями, то поверхности соприкосновения у этих подшипников меньше, чем у галтельных. Из схемы прямоугольного подшипника (фиг. 2. 32) видно, что верчение имеет место только в местах соприкосновения шарика с подшипником. Относительное движение $\omega_{отн}$ представляет собой только качение. У прямоугольного подшипника момент трения будет минимальным при условии, что ось вала $A—A$, прямая, соединяющая точки соприкосновения шарика с подшипником, и образующая поверхность вала, касательная к шарику, пересекаются в одной точке. Если это условие не соблюдено, то моменты трения получаются значительно

бо́льшими. Следует отметить, что нагрузочная способность прямоугольных подшипников меньше, чем галтельных (так как поверхности соприкосновения у них меньше).

Подшипники со сферической чашкой выгодны тем, что при перекосах вала момент трения, создаваемый подшипниками, не возрастает.

Расчет нагрузочной способности шарика в радиально-упорном подшипнике производится по формуле [1]

$$P_{max}=\frac{5F}{m},$$

где $F=\frac{1}{2}\frac{Q}{\cos\varphi}$;

P_{max} — максимальная нагрузка на шарик;

m — число шариков в подшипнике;

Q — вес узла, опирающегося на подшипник; значение угла φ показано на фиг. 2.31, *б* и 2.32.

Коэффициент $^1/_2$ необходим в том случае, когда подшипников два и вес узла раскладывается на оба подшипника поровну. В противном случае значение коэффициента следует определять в соответствии с расположением центра тяжести узла и количеством подшипников. Угол φ показан на фиг. 2.31, *б* и 2.32 для горизонтального вала. Если подшипники работают при вертикальном положении вала, то вместо угла φ следует брать дополнительный угол, т. е. будем иметь

$$F=\frac{Q}{\sin\varphi},$$

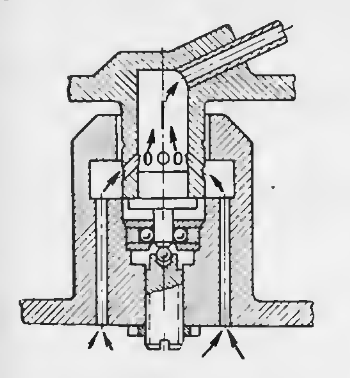
при этом коэффициент $^1/_2$ излишен, так как вся нагрузка приходится на один нижний подшипник. Нагрузка P_{max} на шарик при этом будет определяться по формуле

$$P_{max}=\frac{F}{m}.$$

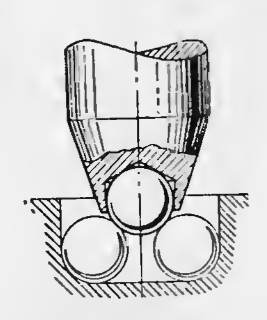
В случае вертикального расположения вала вместо радиально-упорного подшипника часто применяют шариковый подпятник (фиг. 2.33). Расчет такого подпятника можно произвести по формулам (2.18) или (2.19), применяемым для опоры на шпиле.

Иногда для упрощения технологии изготовления и ремонта гироскопических приборов вместо конических или галтельных валов, изображенных на фиг. 2.30, применяют валы, заканчивающиеся запрессованными в них шариками (фиг. 2.34). Такая система, хотя и обладает пониженной нагрузочной способностью, но зато проста в изготовлении и в ремонте.

[1] Теоретический вывод см. в книге Р. Д. Бейзельмана, Н. А. Спицына, Б. А. Цыпкина, Подшипники качения, Машгиз, 1945.



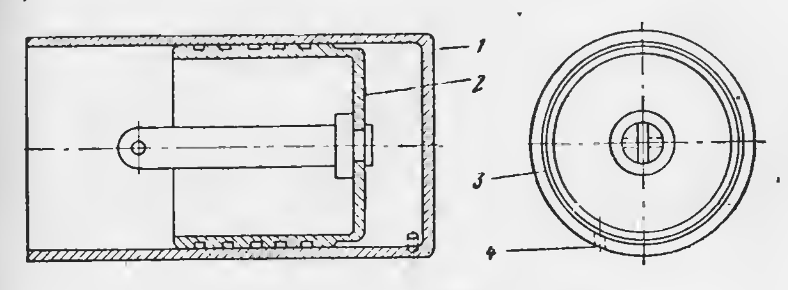
Фиг. 2.33. Подпятник гирополукомпаса.



Фиг. 2.34. Ось с запрессованным шариком.

6. Успокоители (демпферы)

В некоторых приборах бывает необходимо гасить колебания чувствительных элементов, для чего в них применяются *пневматические, электромагнитные и гидравлические* успокоители (демпферы).



Фиг. 2.35. Пневматический демпфер.
1—цилиндр, *2*—поршень, *3*—кольцевая щель, *4*—капиллярное отверстие.

Пневматические успокоители (фиг. 2.35) обычно представляют собой цилиндр *1*, в котором движется поршень *2*. В стенке цилиндра около дна имеется капиллярное отверстие *4* для выхода воздуха, которое можно регулировать. При перемещении поршня, связанного с колеблющимся узлом прибора, воздух выходит через капиллярное отверстие из полости, ограниченной дном, стенкой цилиндра и дном поршня. Кроме того, воздух выходит и через узкую кольцевую щель *3* между стенками цилиндра и поршня, так

как плотное прилегание поршня к цилиндру при работе демпфера недопустимо из-за трения (фиг. 2. 36, *а*).

При выходе из кольцевой щели средняя скорость потока воздуха по щели определяется по формуле [1]

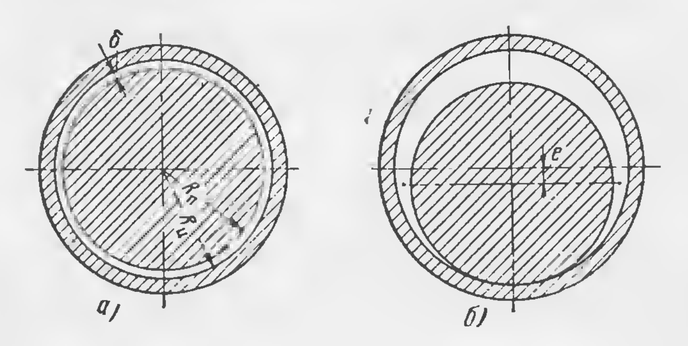
$$V_щ=\frac{\delta^2\Delta p}{12\eta l_1},$$

где δ — ширина щели;

Δp — перепад давлений, создающий поток;

η — коэффициент вязкости воздуха (при $t=15^\circ$ С равен $1{,}8\times\times10^{-6}$ *кГсек/м²*);

l_1 — длина щели вдоль потока.



Фиг. 2. 36. К расчету демпфера.

Средняя скорость потока по капилляру равна

$$V_к=\frac{D^2\Delta p}{32\eta l_2},$$

где D — диаметр капилляра; l_2 — длина капилляра.

Соответственно расход воздуха Q через щель и капилляр будет равен

$$Q_щ=V_щ F_щ$$

и

$$Q_к=V_к F_к,$$

где $F_щ$ — площадь сечения щели перпендикулярно потоку;

$F_к$ — то же капилляра.

Площадь сечения щели

$$F_щ=2\pi R\delta,$$

где R — средний радиус кольцевой щели, равный $\frac{1}{2}(R_ц+R_п)$, т. е. полусумме радиусов цилиндра и поршня.

[1] Л. Шиллер, Движение жидкостей в трубах, ОНТИ, 1937.

Соответственно площадь сечения капилляра

$$F_к=\frac{1}{4}\pi D^2.$$

Общий расход воздуха

$$Q=Q_щ+Q_к=\frac{\pi\Delta p}{2\eta}\left(\frac{R\delta^3}{3l_1}+\frac{D^4}{64l_2}\right).$$

В то же время этот расход должен равняться изменению замкнутого объема в цилиндре, т. е.

$$Q=\pi R^2 u,$$

где u — скорость движения поршня. Здесь допущено некоторое приближение, так как вместо радиуса поршня взят средний радиус R щели. Итак,

$$\pi R^2 u=\frac{\pi\Delta p}{2\eta}\left(\frac{R\delta^3}{3l_1}+\frac{D^4}{64l_2}\right),$$

откуда

$$\Delta p=\frac{384\eta R^2 l_1 l_2}{3l_1 D^4+64l_2 R\delta^3}u.$$

Зная перепад, легко найти силу сопротивления поршня движению как функцию скорости движения поршня

$$P=\pi R^2\Delta p=\frac{384\pi\eta R^4 l_1 l_2}{3l_1 D^4+64l_2 R\delta^3}u.$$

Практически большей частью поршень своей образующей касается цилиндра, и щель имеет вид, показанный на фиг. 2. 36, *б*. В этом случае скорость вытекания воздуха $V_щ$ увеличится и определится по формуле

$$V_щ=\left(1+\frac{3}{2}\frac{e^2}{\delta^2}\right)\frac{\delta^2\Delta p}{12\eta l_1},$$

где e — эксцентриситет поршня.

В показанном на фиг. 2. 36, *б* случае $e=\delta$ и формула принимает вид

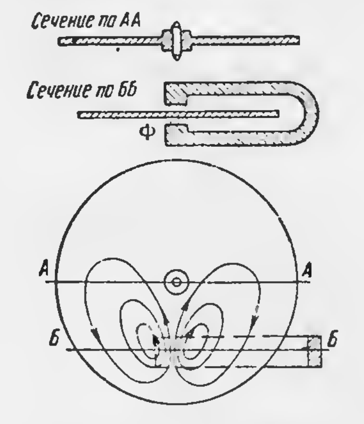
$$V_щ=\frac{5\delta^2\Delta p}{24\eta l_1}.$$

Вследствие этого окончательная формула, определяющая зависимость силы P сопротивления движению поршня от скорости его движения, для рассматриваемого случая примет вид

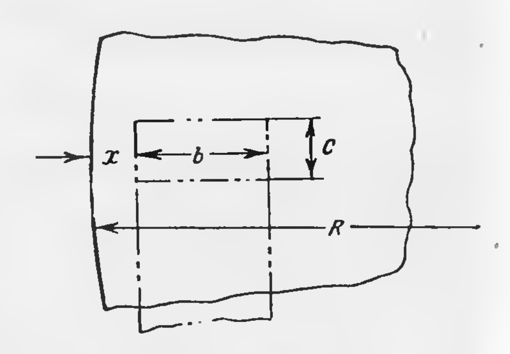
$$P=\frac{384\pi\eta R^4 l_1 l_2}{3l_1 D^4+160l_2 R\delta^3}u.$$

Электромагнитные успокоители (фиг. 2.37) основаны на взаимодействии магнитного потока постоянного магнита с вихревыми токами, возникающими в подвижном диске, связанном с элементом прибора, колебания которого необходимо устранить.

Из электротехники известно, что электродвижущая сила E, индуктированная в диске при пересечении им потока постоянного маг-



Фиг. 2.37. Схема электромагнитного демпфера.



Фиг. 2.38. Схема расположения следа магнита относительно диска демпфера.

нита, пропорциональна потоку Ф магнита и угловой скорости диска ω

$$E = c_1 \Phi \omega,$$

где c_1 — коэффициент пропорциональности.

Эта электродвижущая сила E создаст в диске токи i, сила которых будет зависеть от сопротивления R, определяемого путями, по которым эти токи замыкаются. Практика показала, что сопротивление R можно считать постоянным, поэтому

$$i = \frac{E}{R} = c_2 \Phi \omega.$$

Момент сопротивления вращению диска, возникающий вследствие взаимодействия между магнитным потоком и вихревыми токами, пропорционален, как известно, потоку Ф и току i.

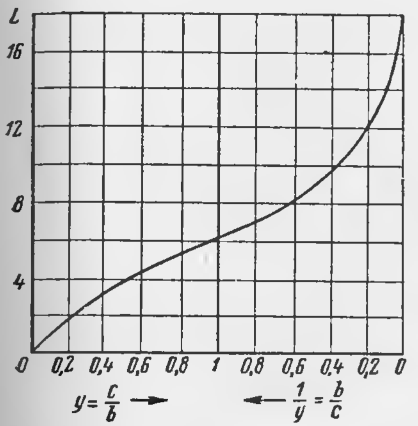
Таким образом, получим

$$M = c_3 i \Phi = c_3 c_2 \Phi^2 \omega = c_4 \omega \ [Гсм],$$

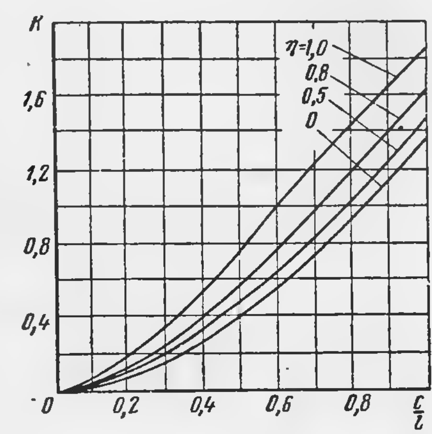
где

$$c_4 = c_2 c_3 \Phi^2.$$

Следовательно, момент сопротивления (демпфирования) пропорционален угловой скорости вращения диска.



Фиг 2.39. Кривая для определения коэффициента L.



Фиг. 2.40. Кривые для определения коэффициента K при $c/l \leq 1$ для различных $\eta = b/l$.

Значение коэффициента c_4 можно определить по формуле

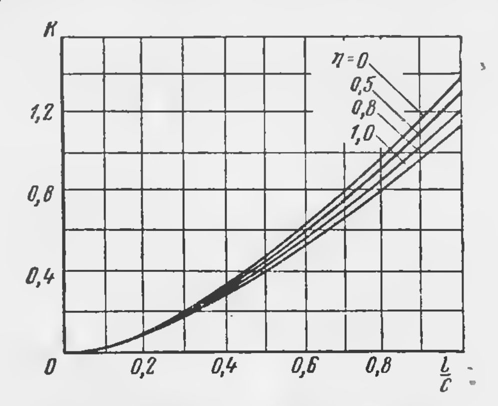
$$c_4 = \pi \gamma a b^2 R^2 B^2 (L - K) \left(1 - \frac{b + 2x}{2R}\right) 10^{-8},$$

где γ — удельная проводимость материала диска в $м/ом\ мм^2$;
a — толщина диска в $см$;
b — ширина прямоугольного сечения магнита в $см$ (фиг. 2.38);
R — радиус диска в $см$;
x — расстояние края магнита от края диска в $см$;
B — индукция постоянного магнита в $гс$;
ω — угловая скорость вращения диска в $сек^{-1}$;
L и K — безразмерные коэффициенты.

Значения коэффициентов L и K можно определить по графикам фиг. 2.39—2.41 как функции отношений $\frac{c}{b}$ и $\frac{c}{l}$, где c — толщина прямоугольного сечения магнита, а

$$l = b + 2x.$$

Воздушный зазор магнита предполагается равным примерно 2—3 *мм*, а радиус диска большим по сравнению с размерами сечения магнита [1].



Фиг. 2. 41. Кривые для определения коэффициента K при $c/l \geq 1$ для различных $\eta = b/l$.

[1] Приведенный расчет заимствован из книг, написанных коллективами авторов: под редакцией Е. Г. Шрамкова, Электрические и магнитные измерения, ОНТИ, 1937; под редакцией Н. Н. Пономарева, Теория, расчет и конструирование электроизмерительных приборов, Ленинград, 1943.

Глава III

ЭЛЕКТРИЧЕСКИЕ ИЗМЕРИТЕЛЬНЫЕ ПРИБОРЫ, ПРИМЕНЯЕМЫЕ В АВИАЦИОННЫХ ПРИБОРАХ В КАЧЕСТВЕ УКАЗАТЕЛЕЙ

1. Общие сведения

Электрические измерительные приборы (гальванометры, логометры, электронно-лучевые трубки и др.) являются неотъемлемой частью большинства авиационных контрольно-измерительных приборов и применяются обычно в авиационных приборах в качестве указателей. При этом наибольшее распространение получили магнитоэлектрические, ферродинамические и индукционные приборы, а также электронно-лучевые трубки.

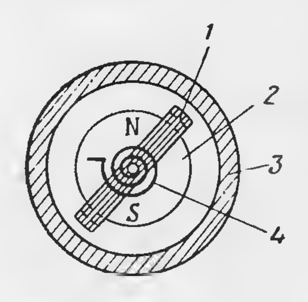
К электрическим приборам, применяемым в качестве указателей, предъявляются жесткие требования в отношении независимости показаний от влияния воздействия внешней среды и напряжения источников питания. Авиационные приборы работают в условиях ускорений, вибраций, в различных положениях в пространстве, а также при изменении в широких пределах температуры и давления окружающей среды, причем все эти факторы не должны оказывать влияния на работу и правильность их показаний. Применением ряда конструктивных и принципиальных мероприятий удается создать электрические бортовые приборы, удовлетворяющие предъявляемым к ним требованиям. Эти приборы имеют некоторые особенности, отличающие их от электрических приборов, применяемых в промышленности. Если к этому добавить высокие требования, предъявляемые к весу и габаритам бортовых приборов, то их отличие от промышленных приборов становится совершенно очевидным. В настоящей главе будут рассмотрены принципиальные особенности электрических приборов, применяемых в качестве указателей. При этом основное внимание будет уделено магнитоэлектрическим приборам как наиболее распространенным.

2. Магнитоэлектрические гальванометры

Электрические приборы, в которых вращающий момент создается посредством взаимодействия между магнитными полями постоянного магнита и системой проводников с током, называются *магни-*

тоэлектрическими приборами. Приборы этой системы выполняются с неподвижным магнитом и подвижными рамками и, наоборот. Наибольшее распространение получили гальванометры с подвижными рамками.

Принцип устройства гальванометра с подвижной рамкой показан на фиг. 3. 1. Рамка прибора *1* движется в зазоре между внутрирамочным магнитом *2* и магнитопроводом *3*. Противодействующий момент прибора обычно создается упругостью специальных упругих элементов (пружин) *4*, служащих в качестве токопроводов. Пружины должны работать в пределах применимости закона Гука и не должны изменять своих упругих свойств при изменении внешней температуры и со временем. Обычно пружины изготовляются из фосфористой бронзы, нейзильбера и др. Сталь применять не следует из-за возможности намагничивания и окисления.



Фиг. 3. 1. Схема гальванометра.

1—рамка. *2*—внутрирамочный магнит. *3*—магнитопровод. *4*—пружина.

Рамки (катушки) авиационных гальванометров, как правило, выполняются бескаркасными, чаще всего с двумя активными сторонами. На фиг. 3. 2 показаны различные конструкции подвижных систем авиационных гальванометров.

Применяемые в гальванометрах магнитные системы очень разнообразны. Наибольшее распространение находят цилиндрические (внутрирамочные), подковообразные и кольцевые магниты. Для расширения шкалы на угол, больший 90°, применяются специальные полюсные наконечники.

Несколько разновидностей применяемых в авиационных гальванометрах различных магнитных систем приведено на фиг. 3. 3: магнитные системы из подковообразных магнитов (*а, в, г*) с полюсными наконечниками (*в, г*) или без наконечников (*а*); магнитная система с внутрирамочным магнитом (*б*); полукольцевая (*д*) или кольцевая (*е*) системы со специальными полюсными наконечниками для получения широкой шкалы; кольцевая система в виде полого цилиндра (*ж, з*).

Рассмотрим поведение гальванометра, включенного в цепь, при измерении изменяющейся по времени величины. В зависимости от соотношения между параметрами гальванометра и цепи подвижная система будет по-разному приходить в положение равновесия. В одних случаях система будет приходить в положение равновесия с затухающими колебаниями, а в других — апериодически.

На подвижную систему гальванометра воздействуют моменты: электромеханический $M_э$, противодействующий $M_п$, сопротивления M_c и инерционных сил $M_и$. Электромеханический момент пропорционален силе тока i в рамке (катушке), т. е.

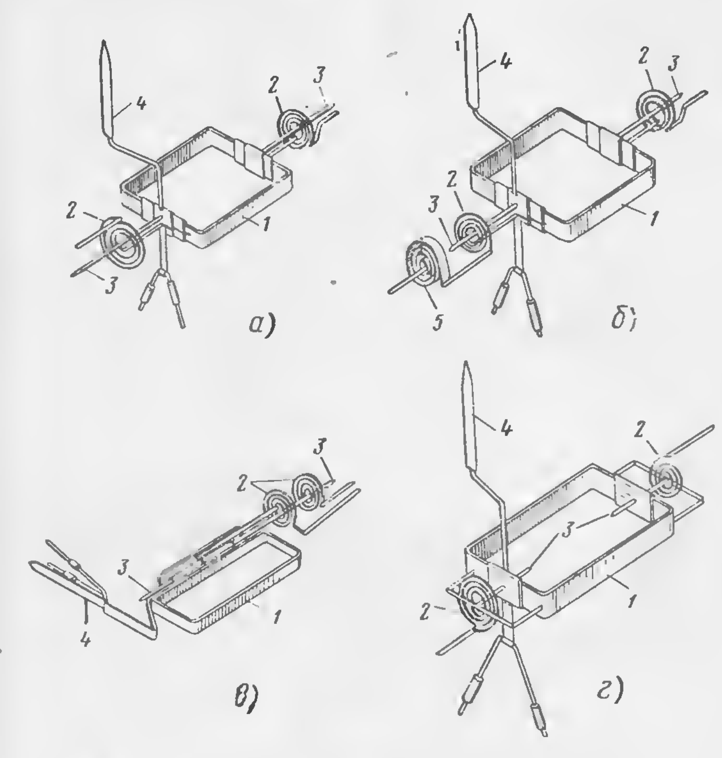
$$M_э = mi, \qquad (3.1)$$

где m — коэффициент электромеханической связи.

Для приборов магнитоэлектрической системы

$$m = \frac{2rlwB}{9810}, \qquad (3.2)$$

где r — радиус в *см;*
l — длина рамки в *см;*
w — число витков рамки;
B — магнитная индукция в зазоре в *гс.*



Фиг. 3. 2. Конструкции подвижных систем гальванометра.

1—рамка. *2*—противодействующая пружина. *3*—керн. *4*—стрелка. *5*—биметаллическая спираль.

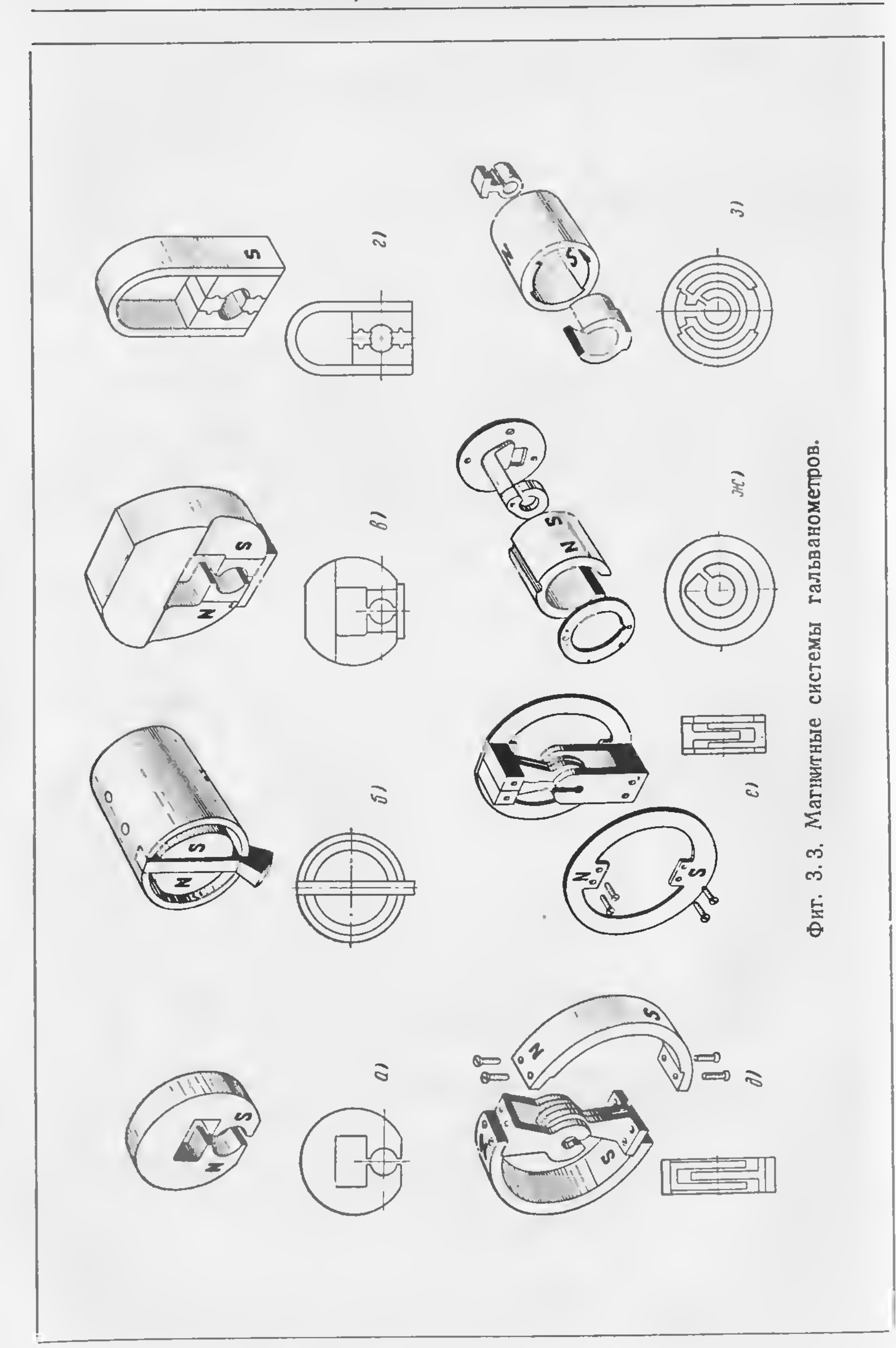
Противодействующий момент $M_п$, создаваемый спиральной пружиной (см. фиг. 3. 1), пропорционален углу закручивания α, т. е.

$$M_п = c\alpha, \qquad (3.3)$$

где c — коэффициент упругости пружины. Для спиральной пружины коэффициент

$$c = E\,\frac{bh^3}{12L}, \qquad (3.4)$$

где E — модуль упругости материала пружины;
b, L и h — соответственно ширина, длина и толщина ленты, из которой выполнена пружина.



Фиг. 3.3. Магнитные системы гальванометров.

Момент сопротивления M_c, создаваемый в основном посредством наведения э. д. с. в проводниках рамки при движении ее в магнитном поле и превращения таким образом механической энергии в тепловую, пропорционален скорости движения рамки, т. е.

$$M_c = k\frac{d\alpha}{dt}, \tag{3.5}$$

где k — коэффициент затухания.

Момент инерционных сил $M_\text{п}$, действующих на подвижную систему,

$$M_\text{п} = J\frac{d^2\alpha}{dt^2}, \tag{3.6}$$

где J — момент инерции подвижной системы.

Сложив моменты, даваемые выражениями (3. 1)—(3. 6), получим уравнение движения гальванометра

$$J\frac{d^2\alpha}{dt^2} + k\frac{d\alpha}{dt} + c\alpha = mi, \tag{3.7}$$

или после введения обозначений

$$2d = \frac{k}{\sqrt{cJ}}; \quad \omega_0 = \sqrt{\frac{c}{J}}; \quad \gamma = \frac{m}{J}$$

найдем

$$\frac{d^2\alpha}{dt^2} + 2d\omega_0\frac{d\alpha}{dt} + \omega_0^2\alpha = \gamma i. \tag{3.7'}$$

В этом уравнении ω_0—частота собственных колебаний, d—коэффициент относительного затухания, или степень затухания.

Уравнение (3. 7') описывает поведение гальванометра как в статическом, так и в динамическом режиме. Если измеряемая величина изменилась скачком, после чего приняла новое постоянное значение, то подвижная система прибора через некоторое время займет новое равновесное положение $\alpha_\text{р}$, которое можно определить, положив в уравнении (3. 7') $\frac{d^2\alpha}{dt^2} = \frac{d\alpha}{dt} = 0$,

$$\alpha_\text{р} = \frac{m}{c}i. \tag{3.8}$$

Величина

$$S_i = \frac{\alpha_p}{i} = \frac{m}{c} \tag{3.9}$$

называется *чувствительностью гальванометра по току*. Легко видеть, что чувствительность гальванометра S_i будет тем больше, чем больше коэффициент m электромеханической связи и меньше коэффициент c упругости пружины.

Выше было сделано предположение о пропорциональности момента сопротивления скорости движения рамки. В авиационных гальванометрах сопротивление определяется трением о воздух и в опорах, а также электромагнитным торможением от действия индукционных токов, возникающих в рамке (замкнутой на сопротивление) при движении ее в магнитном поле. В магнитоэлектрических приборах с подвижными рамками наибольшее значение имеет электромагнитное торможение. Так как сила индукционного тока i' в рамке, возникающего при ее движении, равна

$$i' = \frac{m}{R}\frac{d\alpha}{dt}, \tag{3.10}$$

то момент сопротивления будет

$$M_c = mi' = \frac{m^2}{R}\frac{d\alpha}{dt}, \quad (3.11)$$

где $R = R_г + r$;

$R_г$ — сопротивление рамки гальванометра;

r — сопротивление внешней цепи.

Если учесть коэффициент затухания k_0, вызванный трением о воздух, то общий коэффициент затухания прибора

$$k = k_0 + \frac{m^2}{R_г + r}. \quad (3.12)$$

Из выражения (3.12) следует, что характер движения подвижной системы определяется не только параметрами гальванометра, но и параметрами той цепи, в которую он включен.

Если воспользоваться выражением (3.8) и ввести обозначение $\beta = \alpha - \alpha_р$, то уравнение (3.7) можно привести к виду

$$\frac{d^2\beta}{dt^2} + 2d\omega_0\frac{d\beta}{dt} + \omega_0^2\beta = 0. \quad (3.13)$$

Решение этого уравнения для случая, когда затухание d меньше критического ($d<1$), будет иметь вид

$$\beta = e^{-d\omega_0 t}(A\cos\omega t + B\sin\omega t), \quad (3.14)$$

где A и B — произвольные постоянные, определяемые из начальных условий;

$\omega = \omega_0\sqrt{1-d^2}$ — частота затухающих колебаний.

Если определить произвольные постоянные A и B из условий включения прибора в цепь и перейти от переменной β к α, то можно написать

$$\alpha = \alpha_р\left\{1 - e^{-d\omega_0 t}\left[\frac{1}{\sqrt{1-d^2}}\sin(\omega t + \varphi)\right]\right\}, \quad (3.15)$$

где

$$\operatorname{tg}\varphi = \frac{\sqrt{1-d^2}}{d}.$$

Таким образом, подвижная система прибора совершает затухающие колебания с частотой $\omega=\omega_0\sqrt{1-d^2}$. При увеличении затухания d частота колебаний уменьшается, пока при $d=1$ не обратится в нуль. Затухание прибора, при котором $d=1$, называется *критическим*. Обычно принято считать, что в прямопоказывающих приборах, в том числе и авиационных, *затухание должно быть критическим или близким к нему*. Предположим, что затухание d прибора определяется только электромагнитным торможением, тогда

$$k = \frac{m^2}{R}. \quad (3.12')$$

Определим такое значение сопротивления R, при котором прибор имеет критическое затухание. Для этого воспользуемся тем, что

$$d = \frac{k}{2\sqrt{cJ}}, \quad (3.16)$$

и положим (условие критического затухания), что

$$d = \frac{k}{2\sqrt{cJ}} = 1. \quad (3.17)$$

Из соотношений (3.12') и (3.17) найдем критическое сопротивление цепи прибора

$$R_{кр} = \frac{m^2}{2\sqrt{cJ}}. \quad (3.18)$$

Отсюда следует, что при заданных параметрах гальванометра критическое затухание можно получить соответствующим подбором сопротивления цепи. Коэффициент затухания d является одной из основных характеристик гальванометра.

Следующей важной характеристикой гальванометра является его *удельный устанавливающий момент*, определяемый как

$$M_у = \frac{dM}{d\alpha}. \quad (3.19)$$

На практике $M_у$ обычно определяют как отношение вращающего момента к углу 90° при отклонении подвижной системы на этот угол. Если оценивать качество прибора по его $M_у$, то лучшим следует признать тот прибор, который при прочих равных условиях имеет бо́льший $M_у$. Если воспользоваться выражением (3.3) для противодействующего момента $M_п$, то легко получить

$$M_у = c. \quad (3.20)$$

Другими словами, удельный устанавливающий момент $M_у$ гальванометра численно равен коэффициенту упругости противодействующей пружины.

Согласно В. Н. Мильштейну можно показать, что для гальванометра $M_у$ максимален тогда, когда в рамке выделяется максимальная мощность. Для доказательства этого воспользуемся соотношением

$$R_г = \rho\frac{l_в w}{q_м}, \quad (3.21)$$

где $q_м$ — сечение провода в *мм²*;

$l_в$ — длина витка в *м*;

w — число витков;

ρ — удельное сопротивление в *ом мм²/м*.

Исключая из выражений (3.1), (3.2) и (3.21) величину w, получим

$$M_в = \frac{2rlB}{9810}\sqrt{\frac{q_м}{\rho l_в}}\sqrt{P_г}, \quad (3.22)$$

где $P_г = R_г i^2$ — мощность, рассеиваемая в рамке гальванометра.

Полагая, что полный угол отклонения рамки α_{max} получается при I_{max}, а следовательно, и $P_{г\,max}$, найдем

$$M_у = \frac{2rlB}{9810\alpha_{max}}\sqrt{\frac{q_м}{\rho l_в}}\sqrt{P_{г\,max}}. \quad (3.23)$$

Следовательно, для увеличения $M_у$ необходимо увеличивать выделяемую в рамке гальванометра мощность. Сопротивление рамки гальванометра должно быть таким, чтобы на нем выделялась максимальная мощность.

Показания гальванометра будут зависеть от величины трения в опорах. Чем больше трение, тем больше погрешность измерения. Величина погрешности от трения определяется отношением момента трения к вращающему моменту прибора. Известно, что момент трения для приборов на кернах зависит от веса подвижной системы и равен

$$M_{тр} = \frac{2}{3}\frac{\mu}{\sqrt{\pi p}}Q^\lambda, \quad (3.24)$$

где μ — коэффициент трения;

Q — вес подвижной системы в *г*;

p — удельное давление керна на опору в *г/мм²*;

$\lambda = 1{,}5$.

Из выражения (3. 24) следует, что $M_{тр}$ возрастает пропорционально полуторной степени веса Q подвижной системы и обратно пропорционально корню квадратному из удельного давления p. Для уменьшения $M_{тр}$ следует уменьшать вес Q и увеличивать удельное давление p. Последнее возможно при условии применения высококачественных опор (камни, керны из твердой стали).

Для характеристики прибора в отношении трения Кейнат вводит понятие коэффициента добротности; этот коэффициент пропорционален отношению вращающего момента прибора к моменту трения при условии целесообразного выполнения опор и имеет вид

$$k_д = \frac{10 M_{вр\,90}}{Q^{\lambda}}, \qquad (3.25)$$

причем вращающий момент берется при отклонении подвижной системы на 90°.

Для приборов различных систем коэффициент $k_д$ колеблется в пределах от 1,57 до 0,60.

Так как коэффициент добротности $k_д$ учитывает механические (момент трения) и электромеханические (вращающий момент) свойства гальванометра, то, задаваясь его определенным значением и выражая его через механические и электрические параметры, можно определить некоторые из них.

Выразим коэффициент добротности через параметры прибора. Вес Q подвижной системы состоит из веса Q_1 обмотки и веса Q_2 изоляции, стрелки, противовеса и др. Для Q_1 можно написать

$$Q_1 = w l_в q_м \gamma, \qquad (3.26)$$

где w — число витков;
$l_в$ — длина витка в *см*;
$q_м$ — площадь поперечного сечения провода в *см*²;
γ — удельный вес в *Г/см*³.

Если выразить $q_м$ через сопротивление рамки $R_г = \rho \frac{w l_в}{q_м}$, то

$$Q_1 = \rho\gamma \frac{w^2 l_в^2}{R_г}. \qquad (3.27)$$

Подставляя выражения (3. 1), (3. 2) и (3. 27) в формулу (3. 25), найдем

$$k_д = \frac{2 r l B w i R_г^{\lambda}}{981\,(\gamma\rho w^2 l_в^2 + Q_2 R_г)^{\lambda}}. \qquad (3.28)$$

Если ввести обозначение

$$\Phi = r\alpha_{max}\, l B,$$

где Φ — поток в зазоре и α_{max} — угол отклонения рамки, то выражение (3.28) может принять вид

$$k_д = \frac{2\Phi l R_г^{\lambda}}{981\alpha_{max}} \frac{w}{(\gamma\rho w^2 l_в^2 + Q_2 R_г)^{\lambda}}. \qquad (3.29)$$

Из этого выражения можно определить некоторые параметры прибора, имея при этом в виду, что ряд входящих сюда параметров определяется из соображений, изложенных выше.

Выбор числа витков w можно произвести из условия максимума $k_д$. Дифференцируя $k_д$ по w и приравнивая производную нулю, получим после преобразования

$$w = \frac{1}{l_в} \sqrt{\frac{Q_2 R_г}{(2\lambda - 1)\,\gamma\rho}}. \qquad (3.30)$$

Из уравнений (3. 26) и (3. 30) после исключения w находим

$$Q_2 = (2\lambda - 1)\, Q_1. \qquad (3.31)$$

Приняв $\lambda = 1{,}5$, получим

$$Q_2 = 2Q_1,$$

т. е. коэффициент добротности будет максимальным в том случае, когда балластный вес рамки в два раза больше веса активного.

Выражение для максимального коэффициента добротности принимает вид

$$k_{д\,max} = \frac{2i\Phi}{981\alpha_{max}} \frac{(2\lambda - 1)^{\lambda - \frac{1}{2}}}{(2\lambda)^{\lambda}} \frac{\sqrt{R_г}}{l_в \sqrt{\gamma\rho}\, Q_2^{\lambda - \frac{1}{2}}}. \qquad (3.32)$$

Это выражение можно представить также в виде

$$k_{д\,max} = \frac{2i\Phi}{981\alpha_{max}} \left(\frac{2\lambda - 1}{Q_2}\right)^{\lambda - \frac{1}{2}} \frac{\sqrt{P_г}}{(2\lambda)^{\lambda} l_в \sqrt{\gamma\rho}}, \qquad (3.32')$$

где $P_г = R_г i^2$ — мощность, рассеиваемая в рамке гальванометра. Для увеличения коэффициента добротности $k_д$, как видно из формулы (3, 32′), следует увеличивать Φ и $P_г$ и уменьшать $\gamma\rho$ и Q_2. Однако переоценивать значение коэффициента добротности не следует, так как он не является единственным критерием пригодности прибора.

Остановимся кратко на выборе постоянных магнитов гальванометра. Применяемая в приборах магнитная сталь должна обладать следующими свойствами: большой коэрцитивной силой; большой остаточной индукцией и постоянством магнитных свойств. Коэрцитивная сила определяет размеры и форму магнита, а остаточная индукция — плотность магнитного потока в воздушном зазоре.

Для постоянных магнитов применяют никельалюминиевую, вольфрамовую, хромистую, хромовольфрамовую и другие стали.

Постоянство магнитных свойств магнита является его основным качеством. При выборе магнита для прибора необходимо прежде всего обращать внимание на это качество магнита.

Размеры магнита выбираются из условия, чтобы максимальный коэффициент запаса

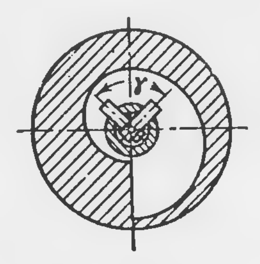
$$k_{max} = \frac{L_m}{L_g} \frac{S_g}{S_m} \qquad (3.32'')$$

(где L_m — развернутая длина магнита, S_m — сечение магнита, S_g и L_g — соответственно площадь и общая длина воздушного зазора) имел для данного сорта стали определенную величину. Так, например, для хромистой и вольфрамовой сталей $k \approx 300$, для кобальтохромистых сталей этот коэффициент берут равным до 100 и меньше. Учитывая, что $S_g = r\alpha l$, где $\alpha \geqslant \alpha_{max} + \frac{b}{r}$, $_{max}$ — угол шкалы прибора; b, l и r — соответственно ширина, длина и радиус рамки, а также, пользуясь соотношением $l/r = 1{,}3$—$1{,}5$, установленным опытом, можно определить размеры r и l рамки.

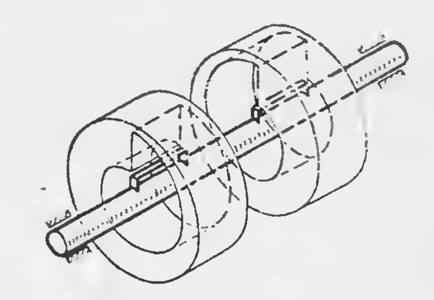
Магнитоэлектрические гальванометры отличаются большой точностью, равномерностью шкалы, малым потреблением энергии. Существенным недостатком гальванометров в схемах измерения неэлектрических величин является зависимость их показаний от напряжения источников питания. Поэтому при точных измерениях применяется стабилизация питающего напряжения.

3. Магнитоэлектрические логометры с подвижными рамками

Логометрами называются приборы, в которых имеются две или большее число систем проводников с током, создающих вращающие моменты. При этом сумма вращающих моментов, которые связаны определенной зависимостью с измеряемой величиной, при равновесии равна нулю. Логометры не требуют устройств для создания противодействующего момента, а устойчивое равновесие подвижной системы достигается за счет того, что по крайней мере один из вращающих моментов зависит не только от измеряемой величины, но и от угла поворота подвижной системы.



Фиг. 3. 4. Схема логометра со скрещенными рамками.



Фиг. 3. 5. Схема логометра со скрещенными полями.

Для приведения подвижной системы в исходное положение при выключенном токе применяются или весьма слабые пружины, или постоянные магниты. В логометрах с подвижной системой проводников (с рамками) пружины используются также для подвода тока.

Логометрические приборы бывают магнитоэлектрической, электромагнитной, электродинамической и других систем. В авиационных приборах наибольшее распространение получили магнитоэлектрические логометры.

Основное преимущество логометров перед гальванометрами состоит в том, что их показания почти не зависят от напряжения питания.

Магнитоэлектрические логометры бывают с подвижными рамками и с подвижными магнитами.

Магнитоэлектрические логометры с подвижными рамками могут быть выполнены в двух вариантах:

1) логометры, в которых рамки, сдвинутые относительно друг друга на некоторый угол, вращаются в одном и том же магнитном поле (фиг. 3. 4);

2) логометры, в которых рамки вращаются в независимых (скрещенных) полях (фиг. 3. 5).

Приведем основные положения теории логометров, разработанной Л. Розенбергом. Рассмотрим логометры первого варианта (см. фиг. 3. 4). Предполагая, что подвижная система логометра содержит две рамки, введем следующие обозначения:

M_1 и M_2 — вращающие моменты первой и второй рамок;
i_1 и i_2 — токи в рамках;
γ — угол между рамками;
α_p — угол, при котором устанавливается равновесие подвижной системы;
α_{max} — полный угол отклонения подвижной системы;
$B(\alpha)$ — магнитная индукция в зазоре.

Моменты рамок

$$\left.\begin{aligned} M_1 &= k_1 i_1 B(\alpha); \\ M_2 &= k_2 i_2 B(\alpha+\gamma), \end{aligned}\right\} \tag{3.33}$$

где k_1 и k_2 — коэффициенты пропорциональности.

При равновесии подвижной системы моменты, развиваемые рамками, равны, т. е.

$$k_1 i_1 B(\alpha_p) = k_2 i_2 B(\alpha_p + \gamma)$$

или

$$\frac{k_1 i_1}{k_2 i_2} = \frac{B(\alpha_p+\gamma)}{B(\alpha_p)} = F(\alpha_p). \tag{3.34}$$

Решая уравнение (3. 34) относительно α_p, получим

$$\alpha_p = f\left(\frac{i_1}{i_2}\right). \tag{3.35}$$

Отсюда следует, что угол отклонения подвижной системы логометра зависит только от отношения токов в рамках, но не зависит от их величин. Если рамки питаются от одного и того же источника напряжения, то показания логометра не будут зависеть от изменения этого напряжения. Это последнее положение справедливо до тех пор, пока можно пренебречь моментами трения и моментами токоподводящих волосков по сравнению с вращающими моментами, создаваемыми рамками. Следует иметь в виду, что функция $f(i_1/i_2)$ не может быть произвольной, если желательно иметь прибор, в котором каждому отношению токов соответствует единственное положение равновесия подвижной системы.

Для логометров второго варианта (см. фиг. 3. 5), в которых рамки движутся в разных магнитных полях, моменты

$$\left.\begin{aligned} M_1 &= k_1 i_1 B_I(\alpha); \\ M_2 &= k_2 i_2 B_{II}(\alpha), \end{aligned}\right\} \tag{3.36}$$

где $B_I(\alpha)$ и $B_{II}(\alpha)$ — магнитные индукции в зазорах каждого из полей.

Условие равновесия подвижной системы дает

$$\frac{k_1 I_1}{k_2 I_2}=\frac{B_{II}(\alpha_p)}{B_I(\alpha_p)}. \qquad (3.37)$$

Если решить выражение (3. 37) относительно α_p, то его можно привести к виду (3. 35).

Определим интервал отношений токов, измеряемый логометром со скрещенными рамками. Принимая для простоты параметры рамок одинаковыми ($k_1=k_2$), можно вместо формулы (3. 34) написать

$$F(\alpha_p)=\frac{I_1}{I_2}=\frac{B(\alpha_p+\gamma)}{B(\alpha_p)}. \qquad (3.38)$$

Обозначим магнитную индукцию в начале шкалы при $\alpha_p=0$ через $B=B_1$, а в конце шкалы при $\alpha_p=\alpha_{max}$ через $B=B_2$. Подставляя в формулу (3. 38) $\alpha_p=0$, получим

$$F_1=F(0)=\frac{B(\gamma)}{B_1} \qquad (3.39)$$

и аналогично при $\alpha_p=\alpha_{max}-\gamma$

$$F_2=F(\alpha_{max}-\gamma)=\frac{B_2}{B(\alpha_{max}-\gamma)}. \qquad (3.40)$$

Если выражение (3. 40) разделить на (3. 39), то получим *интервал отношения токов* μ, равный отношению величины I_1/I_2 в начале и конце шкалы,

$$\mu=\frac{F_2}{F_1}=\frac{B(\gamma)\,B(\alpha_{max}-\gamma)}{B_1 B_2}. \qquad (3.41)$$

Из этого выражения следует, что интервал отношений токов, измеряемых прибором, зависит не только от вида функции $B(\alpha)$, но также и от угла γ между рамками. При этом очевидно, что чем больше μ, тем большей чувствительностью обладает прибор.

Рассмотрим значения μ в двух предельных случаях. Пусть угол γ между рамками равен полному углу шкалы α_{max}, т. е. $\gamma=\alpha_{max}$, тогда из формулы (3. 41) следует, что

$$\mu=\frac{F_2}{F_1}=\frac{B(\alpha_{max})\,B(0)}{B_1 B_2}=1.$$

Таким образом, если угол γ между рамками равен полному углу α_{max} шкалы, то подвижная система отклоняться не будет и интервал измерений будет равен единице.

Если в формуле (3. 41) положить $\gamma=0$, то $\mu=1$, т. е. интервал измерений опять будет равен единице.

Определим такое значение угла γ между рамками, при котором интервал измерения отношений μ имеет экстремум. Для этого предположим, что функция $B(\alpha)$ изменяется монотонно.

Дифференцируя выражение (3. 41) по γ и приравняв производную нулю, получим

$$\frac{d\mu}{d\gamma}=\frac{dB(\gamma)}{d\gamma}\,\frac{B(\alpha_{max}-\gamma)}{B_1 B_2}-\frac{B(\gamma)}{B_1 B_2}\,\frac{dB(\alpha_{max}-\gamma)}{d\gamma}=0. \qquad (3.42)$$

Это выражение обращается в нуль при

$$\gamma=\frac{\alpha_{max}}{2}. \qquad (3.43)$$

Подставляя формулу (3. 43) в (3. 41), найдем максимальный интервал измерений отношения токов

$$\mu_{max}=\frac{[B(\gamma)]^2}{B_1 B_2}. \qquad (3.44)$$

Если ввести обозначения $h(\gamma)=\frac{B(\gamma)}{B_1}$ и $\eta=\frac{B_2}{B_1}$, то

$$\mu_{max}=\frac{h^2(\gamma)}{\eta}. \qquad (3.45)$$

Таким образом, если необходимо измерить максимальный интервал μ_{max} отношений токов, то угол γ между рамками следует выбирать равным половине полного угла α_{max} шкалы. При конструировании прибора очень часто приходится решать обратную задачу, т. е. по заданному интервалу измерений найти профиль поля. Из выражения (3. 45) следует, что для увеличения диапазона измерений необходимо увеличивать $h(\gamma)=h\left(\frac{\alpha_{max}}{2}\right)$, т. е. индукция поля должна быть максимальной в середине шкалы и убывать к ее краям.

Если ввести обозначения:

$B_{max}=B(\gamma)$ — магнитная индукция в середине шкалы;
$B_{min}=B_1=B_2$ — магнитная индукция по краям, то

$$\mu_{max}=\frac{B_{max}^2}{B_{min}^2}. \qquad (3.46)$$

Следовательно, интервал измерений не зависит от вида функции $B(\alpha)$, а зависит только от квадрата отношения значений индукции в зазоре B_{max} и B_{min}. При этом шкала прибора определяется видом функции $B(\alpha)$.

Для логометров, в которых рамки движутся в различных магнитных полях, наибольший диапазон измерений получится тогда, когда в начальном положении $B_I=B_{max}$ и $B_{II}=B_{min}$, а в конце, наоборот, $B_I=B_{min}$ и $B_{II}=B_{max}$.

Как и в случае логометра со скрещенными рамками, наибольший диапазон измерений

$$\mu_{max}=\frac{B^2_{max}}{B^2_{min}} \quad (3.47)$$

имеет место при $\gamma=\frac{\alpha_{max}}{2}$ и не зависит от формы магнитного поля в зазоре.

Заметим, что при $\gamma=\frac{\alpha_{max}}{2}$ логометр со скрещенными рамками превращается в логометр со скрещенными полями, так как каждая рамка движется в своем магнитном поле.

При выборе угла γ между рамками (или полями) следует исходить не только из необходимости получить максимальный диапазон измерений отношения токов μ, но также из необходимости получить возможно бо́льшую эффективную длину шкалы, так как $\alpha_{эф}=\alpha_{max}-\gamma$. Так, например, если удовлетворено условие (3.43), то эффективная длина шкалы $\alpha_{эф}$ равна половине ее полной длины.

В логометрах, применяемых в авиационных приборах, обычно берут угол $\gamma=20-30°$, причем нижний предел γ ограничивается необходимостью иметь удельный устанавливающий момент $M_у$ достаточно большим. Под этим моментом в случае логометра подразумевают величину

$$M_у=\frac{d}{d\alpha}(M_1-M_2)=k_1i_1B'(\alpha_р)-k_2i_2B'(\alpha_р+\gamma). \quad (3.48)$$

Удельный устанавливающий момент будет тем больше, чем больше угол γ между рамками. Если воспользоваться равенством (3.34), то выражение (3.48) можно привести к виду

$$M_у=\frac{k_2i_2}{B(\alpha_р)}[B(\alpha_р+\gamma)B'(\alpha_р)-B(\alpha_р)B'(\alpha_р+\gamma)]. \quad (3.48')$$

Легко видеть, что логометры со скрещенными полями имеют угол поворота подвижной системы в два раза больший, чем логометры со скрещенными рамками.

Важнейшим вопросом при конструировании логометров является установление определенной связи между профилем магнитного поля и формой шкалы прибора. Эта связь дается уравнением

$$\alpha_р=f\left(\frac{i_1}{i_2}\right). \quad (3.49)$$

Если решить это уравнение относительно токов, то найдем

$$F(\alpha_р)=\frac{i_1}{i_2}. \quad (3.50)$$

Пользуясь выражением (3.34), получим:
для системы со скрещенными рамками

$$F(\alpha_р)=\frac{B(\alpha_р+\gamma)}{B(\alpha_р)}, \quad (3.51)$$

для системы со скрещенными полями

$$F(\alpha_р)=\frac{B_{II}(\alpha_р)}{B_I(\alpha_р)}. \quad (3.52)$$

Если известно распределение индукции по зазору, т. е. известны $B(\alpha)$ и $B(\alpha+\gamma)$, то форму шкалы можно легко определить. Однако оказывается, что более важной является задача профилирования формы магнитного поля по заданной форме шкалы.

Таким образом, по заданной функции $F(\alpha)=\frac{i_1}{i_2}$ необходимо определить функцию $B(\alpha_р)$ (для системы со скрещенными рамками) или функции $B_I(\alpha_р)$ и $B_{II}(\alpha_р)$ (для систем со скрещенными полями). Во втором случае задача оказывается неопределенной, так как из одного уравнения необходимо определить две неизвестные функции $B_I(\alpha_р)$ и $B_{II}(\alpha_р)$. Для определенности задачи необходимо выбрать одну из функций, например, $B_I(\alpha_р)$; тогда

$$B_{II}(\alpha_р)=B_I(\alpha_р)F(\alpha_р). \quad (3.53)$$

Для логометра со скрещенными рамками профилирование поля сводится к решению функционального уравнения

$$B(\alpha_р+\gamma)=B(\alpha_р)F(\alpha_р). \quad (3.54)$$

В общем случае решение этого уравнения затруднительно. Рассмотрим частный случай, когда угол γ между рамками мал ($\gamma\ll\alpha_{max}$). Разлагая функцию $B(\alpha_р+\gamma)$ в ряд Тейлора и ограничиваясь линейными членами относительно γ, получим

$$B(\alpha_р+\gamma)=B(\alpha_р)+\gamma\frac{dB(\alpha_р)}{d\alpha_р}. \quad (3.55)$$

Подставляя это выражение в уравнение (3.54), получим вместо функционального дифференциальное уравнение

$$\gamma\frac{dB}{d\alpha_р}=[F(\alpha_р)-1]B(\alpha_р). \quad (3.56)$$

Следовательно, если задан требуемый закон шкалы $F(\alpha_р)$, то закон распределения магнитной индукции по зазору находят из

уравнения (3.56). Интегрируя уравнения (3.56) в пределах от 0 до α_p, получим

$$B(\alpha_p) = B_1 \exp\left\{\frac{1}{\gamma}\left[\int_0^{\alpha_p} F(\alpha)\, d\alpha - \alpha_p\right]\right\}, \qquad (3.57)$$

где B_1 — магнитная индукция в зазоре при $\alpha_p = 0$.

Рассмотрим один частный случай. Предположим, как это часто и бывает, что необходимо получить прибор с равномерной шкалой, т. е.

$$\alpha_p = k\frac{i_1}{i_2},$$

где k — коэффициент пропорциональности. В таком случае

$$F(\alpha_p) = \frac{\alpha_p}{k}$$

и

$$B(\alpha_p) = B_1 \exp\left[\frac{1}{\gamma}\left(\frac{\alpha_p^2}{2k} - \alpha_p\right)\right]. \qquad (3.58)$$

Конструктивное выполнение магнитной системы логометра с необходимым профилем поля может быть осуществлено в двух вариантах: за счет изменения величины зазора с изменением угла поворота подвижной системы и за счет изменения активной длины проводников рамки. Как в том, так и в другом варианте для этого магнит располагают эксцентрично по отношению к магнитопроводу, профилируют полюсные наконечники или накладывают на магнитную систему специальное профилирующее кольцо. Конструктивные варианты магнитных систем логометров будут приведены ниже.

До сих пор предполагали, что на подвижную систему действуют только электромагнитные моменты. В действительности же подвижная система снабжена упругими волосками, служащими как для подвода тока к рамкам, так и для возвращения подвижной системы в исходное положение при выключенном токе. Наличие упругих волосков создает дополнительный момент, действующий на подвижную систему. Кроме того, трение в осях подвижной системы вызывает момент трения. Если обозначить через c — коэффициент упругости волоска и $M_{тр}$ — момент трения в осях и передающем механизме, то уравнение моментов можно представить в виде

$$k_1 i_1 B(\alpha_p') - k_2 i_2 B(\alpha_p' + \gamma) = c\alpha_p' \pm M_{тр}, \qquad (3.59)$$

где α_p' — угол отклонения подвижной системы при наличии моментов волосков и момента трения.

Выбор момента волоска, с одной стороны, следует производить из условия, чтобы при выключенном токе система возвращалась в исходное положение, т. е.

$$c\alpha_p' > M_{тр}, \qquad (3.60)$$

а с другой, чтобы погрешность показаний прибора при наличии волоска не превышала допустимой величины.

Из уравнения (3.59) следует, что при наличии волоска и трений в опорах угол равновесного положения будет зависеть не только от отношения токов, но также и от их абсолютных величин.

Пользуясь тем, что $c\alpha_p' > M_{тр}$, будем пренебрегать моментом трения в опорах по сравнению с моментом волоска (помня, однако, что выбор момента волоска обусловлен соотношением $c\alpha_p' > M_{тр}$). Погрешность показаний логометра при наличии волоска (погрешность в смысле зависимости показаний от абсолютных величин токов) можно определить из соотношения

$$\Delta\alpha = \alpha_p' - \alpha_p.$$

Погрешность $\Delta\alpha$ должна быть возможно меньшей, так как в противном случае теряется смысл применения логометров. Если в выражении (3.59) отбросить $M_{тр}$ и подставить $\alpha_p' = \alpha_p + \Delta\alpha$, то после разложения в ряд Тейлора величин $B(\alpha_p + \Delta\alpha)$ и $B(\alpha_p + \Delta\alpha + \gamma)$ по малым приращениям погрешности $\Delta\alpha$ и пренебрегая величинами второго порядка малости получим

$$[k_1 i_1 B'(\alpha_p) - k_2 i_2 B'(\alpha_p + \gamma)]\,\Delta\alpha = c\alpha_p. \qquad (3.61)$$

При выводе этого соотношения мы воспользовались уравнением (3.34).

Из сравнения выражения (3.48) с выражением в квадратных скобках (3.61) видно, что они совпадают. Следовательно, соотношение (3.61) можно представить в виде

$$M_у\,\Delta\alpha = c\alpha_p$$

или

$$\frac{\Delta\alpha}{\alpha} = \frac{c}{M_у}. \qquad (3.62)$$

Отсюда следует, что погрешность $\Delta\alpha$ будет тем меньше, чем больше удельный устанавливающий момент $M_у$ по сравнению с коэффициентом c упругости волоска. По этой причине желательно всеми мерами увеличивать удельный устанавливающий момент. Для этого необходимо, чтобы знаки производных $B'(\alpha_p)$ и $B'(\alpha_p + \gamma)$ были различны, т. е. чтобы поле имело экстремум в середине шкалы.

Чувствительностью логометра S_i можно назвать отношение угла отклонения подвижной системы к отношению токов в рамках, вызвавших это отклонение, т. е.

$$S_i = \frac{d\alpha}{d\left(\frac{i_1}{i_2}\right)} = \frac{1}{\frac{dF}{d\alpha}}. \tag{3.63}$$

Из последнего выражения следует, что чувствительность логометра будет постоянной только при равномерной шкале. Увеличение чувствительности можно осуществить путем уменьшения производной $\frac{dF}{d\alpha}$.

Установим связь между чувствительностью S_i логометра и удельным устанавливающим моментом $M_у$. Подставляя $F(\alpha_р)$ из выражения (3.34) в (3.63), получим

$$S_i = \frac{[B(\alpha_р)]^2}{B'(\alpha_р+\gamma)\,B(\alpha_р) - B'(\alpha_р)\,B(\alpha_р+\gamma)} \tag{3.64}$$

или, пользуясь формулой (3.48′), найдем

$$S_i = \frac{k_2 i_2 B(\alpha_р)}{M_у}. \tag{3.64′}$$

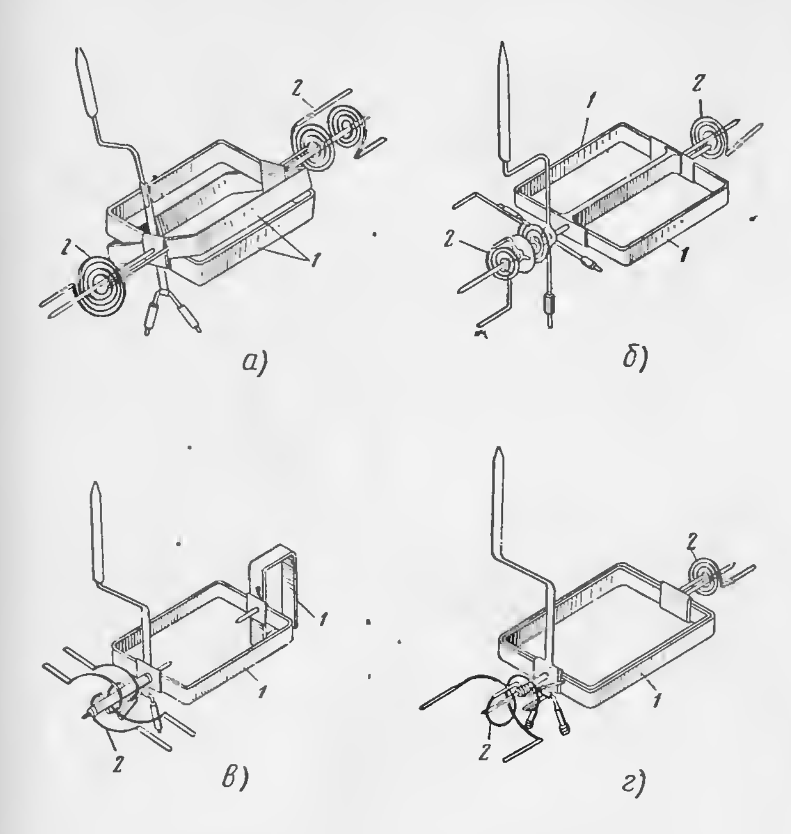
Отсюда следует, что увеличение $M_у$ логометра связано с понижением его чувствительности и, наоборот.

Демпфирование в логометрах с подвижными рамками достигается теми же методами, что и в гальванометрах, т. е. главным образом посредством электромагнитного торможения.

Рассмотрим некоторые конструктивные варианты подвижных и магнитных систем двухрамочных логометров. На фиг. 3.6 показаны различные варианты подвижных систем (рамок) логометров: со скрещенными под небольшим углом рамками (*а*), с рамками, расположенными под углом 180° и имеющими по одной активной стороне (*б*), с рамками, расположенными под углом 90° и движущимися в разных магнитных полях (*в*) и с двумя наложенными друг на друга рамками (*г*). Так как к рамкам подводятся два тока, то двухрамочные логометры содержат три токоподводящих волоска.

На фиг. 3.7 показаны различные магнитные системы логометров с подвижными рамками. На эскизах *а* и *б* приведены примеры магнитных систем, в которых профилирование поля (т. е. получение требуемой зависимости магнитной индукции в зазоре от угла отклонения) достигается посредством эксцентричного расположения магнитопровода по отношению к магниту (*а*) или, наоборот, (*б*). Переменную по углу поворота индукцию в зазоре можно получить

посредством профилированного кольца (эскиз *в*), надеваемого на магнит. Для этой же цели применяется скос магнитопровода (эскиз *г*) или полюсных наконечников (эскиз *д*). Нередко также применяется расположение цилиндрического магнитопровода в центре эллиптического отверстия, образованного полюсными наконечниками



Фиг. 3.6. Конструкции подвижных систем (рамок) логометров.
1—рамка, *2*—токоподводящая пружина.

(эскиз *е*). Среди этих конструктивных вариантов выделяются малым весом и габаритами разработанные в сороковых годах советскими конструкторами магнитные системы с внутрирамочным магнитом (эскизы *б* и *в*).

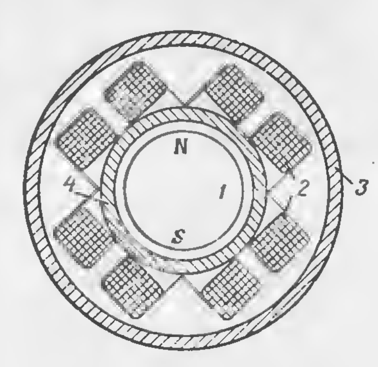
Помимо подробно рассмотренных выше двухрамочных логометров, находят применение многорамочные логометры с подвижными рамками. Изложенная выше теория целиком применима к приборам этого типа.

Фиг. 3. 7. Магнитные системы логометров с подвижными рамками.

1—магнит, 2—рамки, 3—магнитопровод, 4—полюсные наконечники, 5—профилированное кольцо.

4. Магнитоэлектрические логометры с подвижными магнитами

Магнитоэлектрические приборы могут быть с подвижными рамками или магнитами. Однако сначала при создании приборов с подвижными магнитами встретились большие трудности в связи с тем, что выполнить постоянный магнит достаточной мощности в малых габаритах не представлялось возможным. В дальнейшем в результате получения более высококачественных материалов для постоянных магнитов стало возможным создавать магнитоэлектрические приборы с подвижными магнитами. При этом особенно ценными оказываются логометры с подвижными магнитами. Приборы этого типа не требуют устройства токоподводов и в них легко осуществить круговую шкалу. Вследствие конструктивной простоты и надежности логометры с подвижными магнитами нашли широкое применение в авиационном приборостроении.



Фиг. 3. 8. Схема логометра.

1—подвижный магнит. 2—неподвижные катушки. 3—магнитный экран. 4—демпфер.

Обычно такой логометр (фиг. 3. 8) состоит из двух или более неподвижных катушек *2* и подвижного магнита *1*, вращающегося в магнитном поле, создаваемом катушками. Катушки помещены в магнитный экран *3*, служащий одновременно магнитопроводом. Постоянный магнит охватывается неподвижным демпфером *4*, выполненным из красной меди и служащим для демпфирования колебаний подвижной системы.

Фиг. 3. 9.

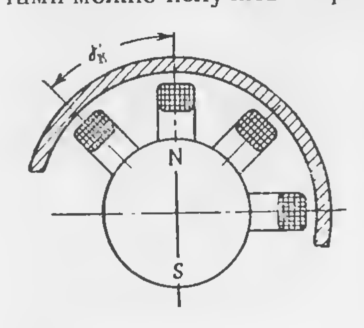
а—схема логометра с подвижным магнитом, *б*—картина положений результирующего вектора магнитного потока. *1* и *2*—катушки.

Подвижный постоянный магнит устанавливается в направлении результирующего вектора магнитного потока катушек. Если направление результирующего вектора изменяется в пространстве, то будет изменяться и угловое положение ротора-магнита. На фиг. 3. 9, *б* приведена картина положений результирующего вектора магнитного потока катушек *1* и *2* (эскиз *а*) при условии, что ток в катушке *2* изменяется по величине и направлению, а ток в катушке *1* остается неизменным. Угол отклонения подвижной системы (магнита) определяется соотноше-

нием между величинами токов в катушках и их направлением. Если один из токов, например ток в катушке *1*, остается неизменным по величине и направлению, то угол отклонения будет меньше 180°. Когда оба тока изменяются по величине и направлению, угол отклонения подвижной системы будет больше 180°.

Логометры с подвижными магнитами могут иметь несколько катушек (рамок), как это показано на фиг. 3. 10. В таких логометрах можно получить круговую шкалу.

Представление о конструкциях логометров с подвижными магнитами можно получить из фиг. 3. 11, на которой приведены различные конструктивные варианты приборов этого типа. На эскизе *а* показан логометр с двумя парами неподвижных катушек *2*, расположенными под углом 90°, и дисковым подвижным магнитом *1*. На одной оси с подвижным магнитом находится стрелка прибора. Возвращение подвижной системы в начальное положение при включенном токе обеспечивается дополнительным постоянным магнитом *3*.



Фиг. 3. 10. Схема многокатушечного логометра.

$\gamma_к$—угол между катушками.

На эскизе *б* показана конструкция четырехкатушечного логометра с цилиндрическим магнитом, на эскизе *в*—двухкатушечного логометра с эллиптическим магнитом, а на эскизе *г* — трехкатушечного логометра со стержневым магнитом.

Одним из недостатков магнитоэлектрических логометров с подвижными магнитами является малое демпфирование (успокоение) подвижной системы. Объясняется это тем, что магнитная индукция постоянного магнита мала, поэтому индуктируемая в проводниках катушек э. д. с. также мала. Для увеличения демпфирования логометров применяется специальный успокоитель *4* из красной меди, который обычно окружает вращающийся магнит.

Рассмотрим некоторые соотношения для двухкатушечного логометра (см. фиг. 3. 9). Пусть i_1 и i_2 — силы токов, протекающих по катушкам *1* и *2*; w_1 и w_2 — числа витков катушек; m — магнитный момент ротора-магнита; γ — угол между осями катушек. Векторы магнитных потоков, создаваемых токами, протекающими по катушкам, направлены по осям катушек.

Вращающие моменты, возникающие вследствие взаимодействия полей катушек *1* и *2* и постоянного магнита,

$$\left.\begin{aligned} M_{вр1} &= mH_1 \sin\alpha; \\ M_{вр2} &= mH_2 \sin(\gamma-\alpha), \end{aligned}\right\} \qquad (3.65)$$

где H_1 и H_2 — напряженности полей катушек, пропорциональные ампер-виткам, т. е. $H_1=kw_1i_1$ и $H_2=kw_2i_2$. Если пренебречь трением в подвижной системе, то при равновесии получим $M_{вр1}=M_{вр2}$ или

$$mH_1 \sin\alpha = mH_2 \sin(\gamma-\alpha).$$

После сокращения на m и подстановки значений H_1 и H_2 найдем

$$m_1 i_1 \sin\alpha = w_2 i_2 \sin(\gamma-\alpha). \qquad (3.66)$$

Принимая для упрощения $w_1=w_2$, получим

$$\frac{i_1}{i_2} = \frac{\sin(\gamma-\alpha)}{\sin\alpha} \qquad (3.67)$$

или после решения относительно α, будем иметь

$$\alpha = f\left(\frac{i_1}{i_2}\right). \qquad (3.68)$$

Таким образом, здесь, как и в логометре с подвижными рамками, угол отклонения подвижной системы α является функцией отношения токов, протекающих по катушкам. В частном случае, когда угол между катушками $\gamma=\frac{\pi}{2}$, получим

$$\alpha = \operatorname{arc\,tg}\frac{i_2}{i_1}. \qquad (3.69)$$

На фиг. 3. 12 приведен график зависимости $\alpha=f\left(\frac{i_1}{i_2}\right)$ согласно уравнению (3. 69). Из графика видно, что шкала прибора неравномерна. Однако, если отношение токов изменяется в пределах от —1 до +1, то шкалу с достаточной точностью можно принять равномерной.

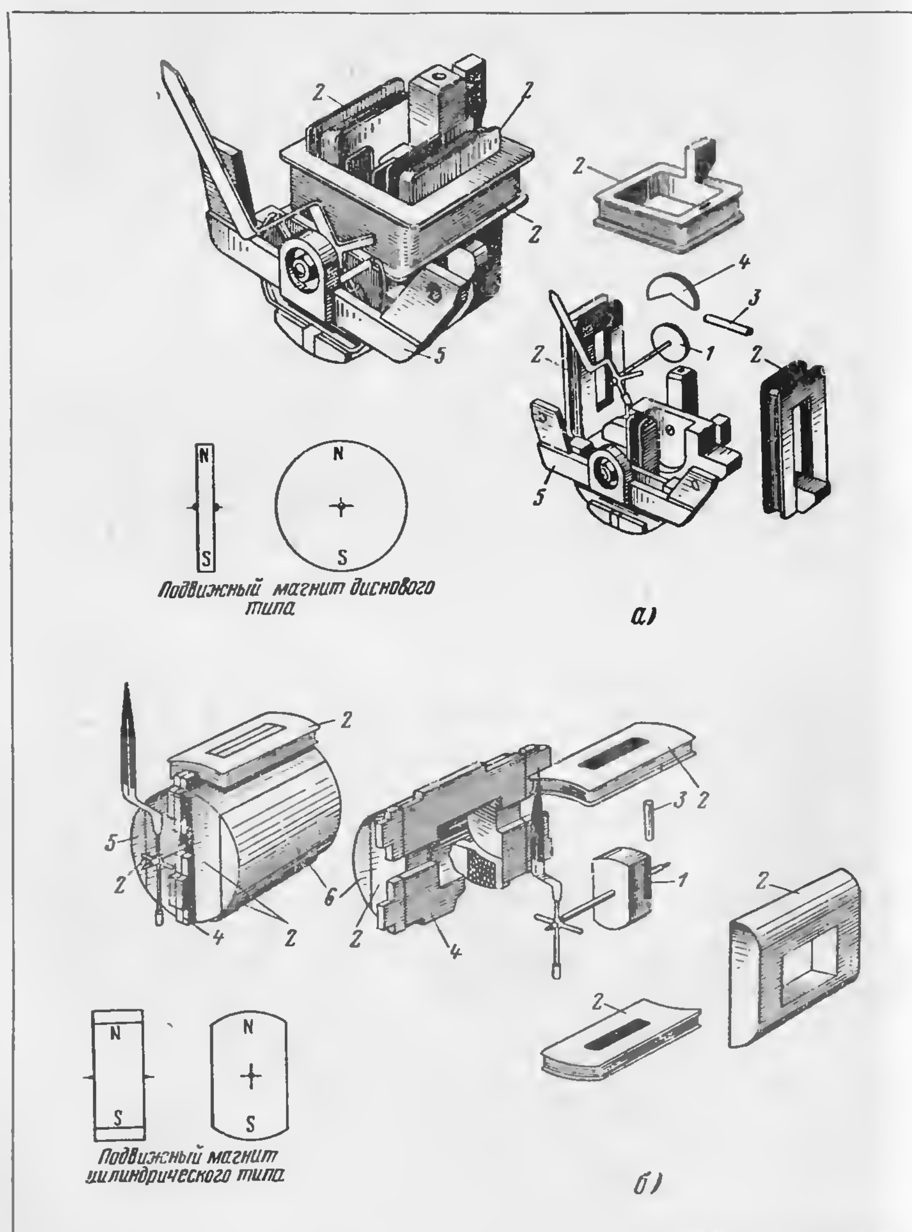
Рассмотрим теперь соотношения для многокатушечного логометра (см. фиг. 3. 10). Если предположить, что $\gamma_к$—угловое положение катушек, а $i_к$—сила токов в катушках, то при синусоидальном распределении индукции подвижного магнита на подвижную систему будет действовать суммарный момент

$$M = Nm\sum_{к=1}^{n} w_к i_к \cos(\gamma_к-\alpha), \qquad (3.70)$$

где m — магнитный момент магнита;
$w_к$ — число витков катушек;
N — постоянный коэффициент.

В равновесном положении сумма моментов, действующих на систему, равна нулю, т. е.

$$\sum_{к=1}^{n} w_к i_к \cos(\gamma_к-\alpha) = 0. \qquad (3.71)$$



Подвижный магнит эллиптического типа

в)

Подвижный магнит стержневого типа

г)

Фиг. 3. 11. Конструкции логометров с подвижными магнитами.

1—подвижный магнит, 2—катушка, 3—дополнительный магнит, 4—успокоитель, 5—основание логометра, 6—крышка крепления катушки, 7—крышка успокоителя, 8—магнитный экран, 9—корпус, 10—передняя консоль.

Отсюда можно определить зависимость угла отклонения подвижной системы α от силы токов $i_к$.

Если воспользоваться тем, что

$$\cos(\gamma_к - \alpha) = \cos\gamma_к \cos\alpha + \sin\gamma_к \sin\alpha,$$

то получим

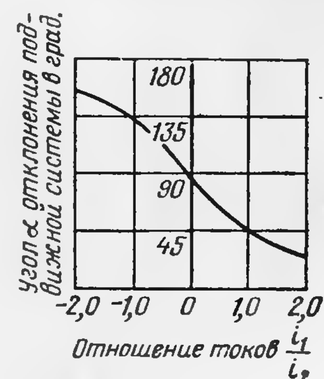
$$\cos\alpha \sum_{к=1}^{n} w_к i_к \cos\gamma_к + \sin\alpha \sum_{к=1}^{n} w_к i_к \sin\gamma_к = 0$$

или

$$\operatorname{tg}\alpha = -\frac{\sum_{к=1}^{n} w_к i_к \cos\gamma_к}{\sum_{к=1}^{n} w_к i_к \sin\gamma_к}. \qquad (3.72)$$

Если решить это выражение относительно α, то найдем

$$\alpha = -\operatorname{arc\,tg}\frac{\sum_{k=1}^{n} w_к i_к \cos\gamma_к}{\sum_{k=1}^{n} w_к i_к \sin\gamma_к}. \qquad (3.73)$$



Фиг. 3. 12. График зависимости угла поворота подвижной системы от отношения токов.

Как и следовало ожидать, выражение (3.73) в частном случае двух катушек переходит в выражение (3.69).

В уравнения (3.67) и (3.71) совсем не входит величина, характеризующая свойства постоянного магнита,—его магнитный момент m. Объясняется это тем, что в уравнении моментов не учтены моменты трения в опорах подвижной системы, а магнитный момент ротора не может быть выбран произвольно. Вообще говоря, чем больше магнитный момент m, тем больше моменты $M_{тр1}$ и $M_{тр2}$ и при прочих равных условиях больше удельный устанавливающий момент $M_у$ прибора. Но величина магнитного момента m определяет размеры и вес магнита, поэтому при конструировании приборов должен быть достигнут разумный компромисс.

Глава IV

ДИСТАНЦИОННЫЕ ПЕРЕДАЧИ, ПРИМЕНЯЕМЫЕ В ПРИБОРОСТРОЕНИИ

1. Общие сведения

Почти все авиационные приборы должны быть дистанционными, т. е. должны включать в себя такие устройства, при помощи которых можно было бы передать их показания на указательную систему, расположенную в месте, удобном для наблюдения или записи. Так, например, показания всех бортовых приборов передаются на приборную доску самолета.

Всякий дистанционный прибор можно рассматривать состоящим из дистанционной передачи и собственно измерительного прибора, хотя в тех случаях, когда прибор по самому принципу действия является дистанционным, такое деление становится условным.

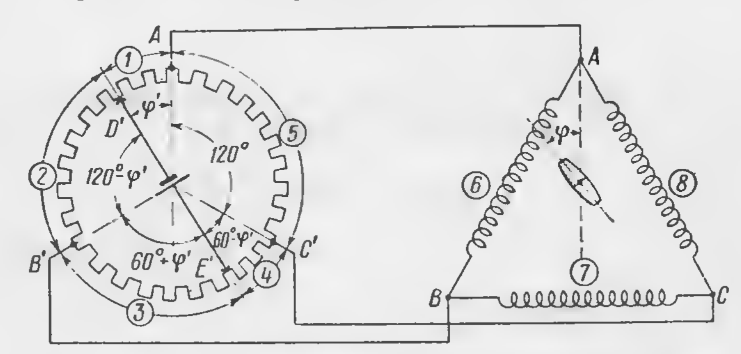
Дистанционная передача предназначена для передачи показаний прибора. Так как каждому значению измеряемой величины должно соответствовать вполне определенное показание прибора, то дистанционная передача должна обеспечивать однозначное соответствие величины на входе и выходе. Следовательно, *дистанционной передачей называется такая система, которая, обеспечивая передачу сигналов на значительное расстояние, устанавливает однозначное соответствие их на входе и выходе.*

Дистанционная передача обычно состоит из датчика, приемника и линии связи. Датчик получает сигналы от чувствительного элемента прибора и передает их через линию связи на приемник. Приемник, воспроизводя полученные сигналы, передает их на указатель прибора. Заметим, что частным случаем дистанционной передачи является синхронная передача.

В приборостроении применяется много различных систем дистанционных передач. В настоящей главе будут рассмотрены наиболее распространенные дистанционные передачи: потенциометрическая, индукционная и ее разновидность — дистанционная передача типа «магнесин».

2. Потенциометрические дистанционные передачи

Принцип действия. Простейшая потенциометрическая дистанционная передача состоит из переменного сопротивления (включенного по схеме делителя напряжения, делителя тока или по схеме мостика), с которого снимается напряжение, связанное определенной зависимостью с измеряемой величиной. Линией связи являются соединительные провода, а приемником чаще всего служит магнитоэлектрический прибор (гальванометр, логометр). Такие простейшие передачи имеют ограниченное применение.



Фиг. 4.1. Схема потенциометрической дистанционной передачи.

Рассмотрим потенциометрическую дистанционную передачу, в которой возможна передача угловых положений в пределах 360°. На фиг. 4.1 приведена принципиальная схема одного из типов таких потенциометрических дистанционных передач. Датчик этой передачи выполнен в виде кольцевого потенциометра со скользящими контактами, через которые подается напряжение. Приемник представляет собой магнитоэлектрический прибор с тремя неподвижными катушками, соединенными в треугольнике, и вращающимся двухполюсным постоянным магнитом. Имеются системы потенциометрических передач, в которых магнит неподвижен, а вращаются катушки. Следует заметить, что приемник потенциометрической передачи можно трактовать как своеобразный синхронный двигатель.

При неподвижном положении щеток датчика (см. фиг. 4.1), связанных с измеряемой величиной, электрический ток, проходя по ним, обтекает все три секции обмотки датчика и по соединительным проводам направляется в катушки приемника. Ротор приемника (постоянный магнит) устанавливается в направлении вектора результирующего магнитного потока катушек.

Если щетки датчика будут вращаться с угловой скоростью ω, то снимаемые с потенциометра напряжения будут изменяться и вектор результирующего магнитного поля будет вращаться с той же угловой скоростью. При небольшой скорости ω ротор приемника будет следовать за вращающимся вектором, т. е. за щетками датчика.

Потенциометрические дистанционные передачи находят широкое применение вследствие того, что не требуют специального источника переменного тока и большого количества соединительных проводов (три провода вместо пяти в индукционной передаче). Кроме того, в потенциометрической дистанционной передаче можно получить достаточно большой синхронизирующий момент в малых габаритах, особенно в системах с подвижным магнитом в указателе. Это позволяет объединить несколько указателей в одном корпусе, что весьма рационально с точки зрения уменьшения количества приборов. Основными характеристиками потенциометрических передач являются сила токов, угол рассогласования и синхронизирующий момент. К рассмотрению этих характеристик сейчас и перейдем.

Определение токов, угла рассогласования и синхронизирующего момента. Определим угол рассогласования потенциометрической дистанционной передачи в предположении, что трение в системе отсутствует. Рассмотрим простейшую схему передачи, показанную на фиг. 4.1. Источник питания присоединяется диаметрально при помощи скользящих контактов. При перемещении скользящих контактов $D'E'$ вектор магнитного поля, создаваемого катушками AB, BC и CA, будет вращаться в том же направлении. В общем случае между положением скользящих контактов $D'E'$ и направлением вектора магнитного поля будет иметь место некоторый угол рассогласования θ, даже в том случае, если приемник будет не нагружен и трение будет отсутствовать.

Пусть R_1—сопротивление потенциометра датчика на 1° (общее сопротивление участка между двумя ответвлениями будет $120° R_1$), а $120° R_2$—сопротивление одной катушки приемника. Для определения токов i в катушках приемника целесообразно вместо схемы передачи фиг. 4.1 рассмотреть эквивалентную ей схему фиг. 4.2 (все обозначения схемы фиг. 4.1 сохранены в схеме фиг. 4.2). Если преобразуем треугольники *1—2—6* и *3—4—7* фиг. 4.2 в эквивалентные звезды и сложим сопротивления параллельных ветвей *5* и *8*, то получим новую эквивалентную схему, приведенную на фиг. 4.3. Легко видеть, что сопротивления ветвей r эквивалентных звезд

$$\left.\begin{aligned}
r_1&=\frac{(3600-\varphi^2)R_1}{120(R_1+R_2)}, \quad r_2=\frac{(60-\varphi)R_1R_2}{R_1+R_2},\\
r_3&=\frac{(60+\varphi)R_1R_2}{R_1+R_2};\\
r_1'&=\frac{(120-\varphi)\varphi R_1^2}{120(R_1+R_2)}, \quad r_2'=\frac{\varphi R_1R_2}{R_1+R_2},\\
r_3'&=\frac{(120-\varphi)R_1R_2}{R_1+R_2};
\end{aligned}\right\} \qquad (4.1)$$

$$r_э=\frac{120R_1R_2}{R_1+R_2}.$$

(Здесь $r_э$—эквивалентное сопротивление параллельных ветвей 5 и 8). Нетрудно убедиться, что сопротивления r параллельных ветвей в схеме фиг. 4. 3 равны, т. е.

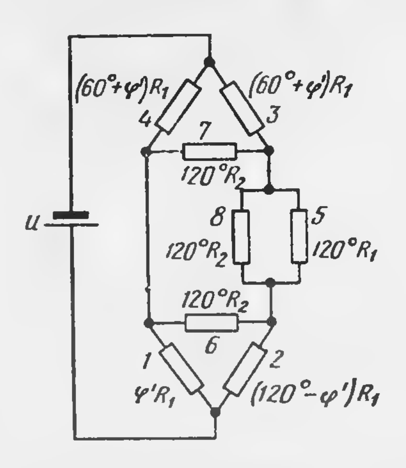
$$r_2+r_2'+r_э=r_3+r_3'.$$

В самом деле,

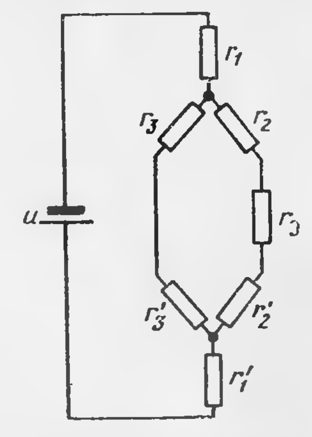
$$r_2+r_2'+r_э=\frac{(60-\varphi)R_1R_2}{R_1+R_2}+\frac{\varphi R_1R_2}{R_1+R_2}+\frac{120R_1R_2}{R_1+R_2}=\frac{180R_1R_2}{R_1+R_2};$$

$$r_3+r_3'=\frac{(60+\varphi)R_1R_2}{R_1+R_2}+\frac{(120-\varphi)R_1R_2}{R_1+R_2}=\frac{180R_1R_2}{R_1+R_2}.$$

В таком случае общий ток i разветвляется на две равные части. Если сложить сопротивления r параллельных ветвей фиг. 4. 3, то получим



Фиг. 4. 2. Схема передачи, эквивалентная схеме фиг. 4. 1.



Фиг. 4. 3. Схема передачи, эквивалентная схеме фиг. 4. 1.

эквивалентную схему, показанную на фиг. 4. 4. Общий ток i при напряжении u источника

$$2i=\frac{u}{r_1+r_1'+r_э'}, \qquad (4.2)$$

где

$$r_э'=\frac{90R_1R_2}{R_1+R_2}.$$

Подставляя в формулу (4. 2) значения r_1 и r_1' из формулы (4. 1), получим

$$2i=\frac{60u(R_1+R_2)}{5400R_1R_2+(1800+60\varphi-\varphi^2)R_1^2}.$$

Ток i в каждой ветви фиг. 4. 3 будет

$$i=\frac{30u(R_1+R_2)}{5400R_1R_2+(1800+60\varphi-\varphi^2)R_1^2}. \qquad (4.3)$$

Получив это значение тока, нетрудно найти падение напряжения u на катушках AB, BC и CA приемника. Имеем

$$u_{CA}=\left(\frac{120R_1R_2}{R_1+R_2}\right)i=\frac{3600ur}{5400r+1800+60\varphi-\varphi^2}; \qquad (4.4)$$

$$u_{AB}=-\left[\frac{(120-\varphi)R_1R_2}{R_1+R_2}-\frac{\varphi R_1R_2}{R_1+R_2}\right]i=\frac{-30(120-2\varphi)ru}{5400r+1800+60\varphi-\varphi^2}; \qquad (4.5)$$

$$u_{BC}=-\left[\frac{(60+\varphi)R_1R_2}{R_1+R_2}-\frac{(60-\varphi)R_1R_2}{R_1+R_2}\right]=\frac{-60\varphi ru}{5400r+1800+60\varphi-\varphi^2}, \qquad (4.6)$$

где

$$r=\frac{R_2}{R_1}.$$

При этом токи в катушках CA, AB и BC будут

$$i_{CA}=\frac{30u}{AR_1}; \qquad (4.7)$$

$$i_{AB}=\frac{-(60-\varphi)u}{AR_1}; \qquad (4.8)$$

$$i_{BC}=\frac{-\varphi u}{2AR_1}, \qquad (4.9)$$

Фиг. 4. 4. Схема передачи, эквивалентная схеме фиг. 4. 1.

где

$$A=5400r+1800+60\varphi-\varphi^2.$$

Полагая, что магнитные потоки Ф катушек приемника пропорциональны протекающим по ним токам, можно написать

$$\Phi_{CA}=ki_{CA}; \qquad (4.10)$$

$$\Phi_{AB}=ki_{AB}; \qquad (4.11)$$

$$\Phi_{BC}=ki_{BC}, \qquad (4.12)$$

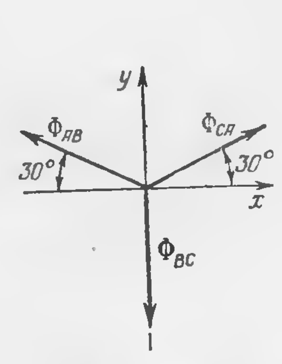
где k—коэффициент пропорциональности.

Здесь принято, что все три катушки приемника имеют одинаковые параметры. На фиг. 4. 5 приведена картина ориентировки векторов магнитных потоков катушек для одного частного случая.

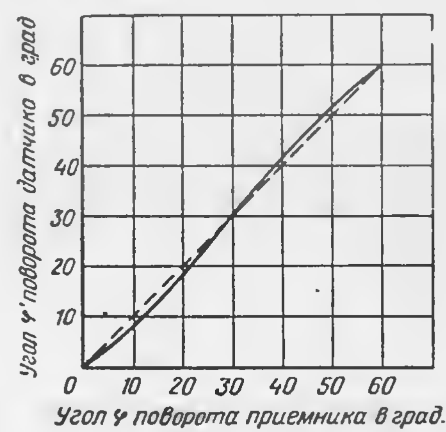
Для установления связи между углами φ и φ' спроектируем векторы Φ_{CA}, Φ_{AB} и Φ_{BC} на оси координат x и y. Получим

$$\Phi_x = \frac{\sqrt{3}}{2}(\Phi_{CA} - \Phi_{AB}); \tag{4.13}$$

$$\Phi_y = -\Phi_{BC} + \frac{1}{2}(\Phi_{CA} + \Phi_{AB}). \tag{4.14}$$



Фиг. 4. 5. Картина ориентировки векторов магнитных потоков Ф катушек.



Фиг. 4. 6. График зависимости между угловыми положениями датчика и приемника.

Так как φ'— угол между вектором результирующего потока (ротор приемника устанавливается в направлении результирующего потока) и осью x, то

$$\operatorname{tg}\varphi' = \frac{\Phi_y}{\Phi_x} = \frac{-\Phi_{BC} + \frac{1}{2}(\Phi_{CA} + \Phi_{AB})}{\frac{\sqrt{3}}{2}(\Phi_{CA} + \Phi_{AB})}. \tag{4.15}$$

Подставляя в формулу (4. 15) значения потоков из формул (4. 10), (4. 11) и (4. 12), получим

$$\operatorname{tg}\varphi' = \sqrt{3}\frac{\varphi}{120 - \varphi}. \tag{4.16}$$

Отсюда следует, что положение вектора результирующего магнитного потока не зависит от сопротивлений датчика и приемника, а определяется только положением скользящих контактов $D'E'$.

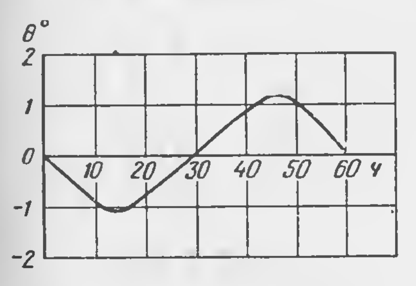
На фиг. 4. 6 показана зависимость $\varphi' = f(\varphi)$. Пунктирная линия соответствует синхронному положению приемника, а сплошная—его действительному положению.

Угол рассогласования потенциометрической дистанционной передачи

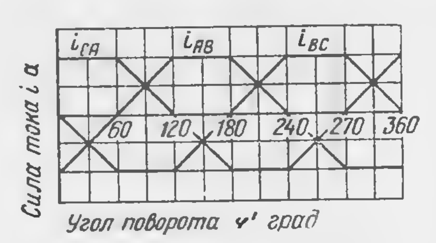
$$\theta = \varphi - \varphi' = \varphi - \operatorname{arc\,tg}\left(\frac{\sqrt{3}\varphi}{120 - \varphi}\right). \tag{4.17}$$

На фиг. 4. 7 приведен график функции $\theta = f_1(\varphi)$, из которого следует, что угол рассогласования θ через каждые 30° обращается в нуль, а функция $\theta = f_1(\varphi)$ является периодической с периодом 60°.

Особенностью рассматриваемой дистанционной передачи является наличие угла рассогласования θ даже в том случае, когда нагрузка на приемник отсутствует. Этот угол рассогласования характеризует неравномерность шкалы приемника.



Фиг. 4. 7. График зависимости угла рассогласования от углового положения датчика.



Фиг. 4. 8. Графики зависимости токов i в катушках от углового положения датчика.

Из графика $\theta = f_1(\varphi)$ видно, что эта функция имеет два экстремума. В соответствующих точках угол рассогласования будет наибольшим. Для определения максимального угла рассогласования следует по обычным правилам найти максимум выражения (4. 17). Сделав это, найдем, что наибольшие углы рассогласования $\theta = 1°6'$ и $\theta = -1°6'$ будут при $\varphi = 13°18'$ и $\varphi = 46°42'$ соответственно (в пределах угла 0—60°).

Как видно из формул (4. 7), (4. 8) и (4. 9), токи i в катушках приемника являются периодическими функциями угла φ. На фиг. 4. 8 приведены графики токов i_{CA}, i_{AB} и i_{BC} для случая $r \to \infty$, т. е. когда сопротивления r приемника значительно больше, чем датчика. В том случае, когда сопротивления R_1 и R_2 одного порядка ($r = 1$), кривые токов имеют вид, показанный на фиг. 4. 9.

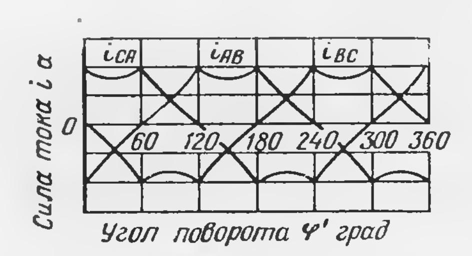
Для определения синхронизирующего момента передачи воспользуемся тем фактом, что ротор приемника (постоянный магнит) взаимодействует с результирующим магнитным потоком катушек. Если на ротор не действуют внешние моменты, то он установится в направлении вектора результирующего магнитного потока. При отклонении ротора из синхронного положения с полем на него бу-

дет действовать момент, называемый *синхронизирующим.* Приближенно этот момент можно выразить соотношением

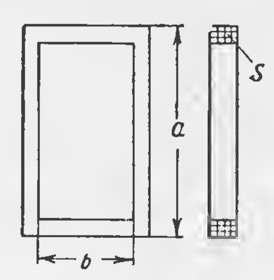
$$M = Hm \sin\theta, \tag{4.18}$$

где H — напряженность магнитного поля приемника;
$m = 2lm_1$ — магнитный момент ротора;
l — расстояние между полюсами;
m_1 — магнитная масса полюсов ротора;
θ — угол рассогласования между вектором потока и ротором.

Следует заметить, что здесь речь идет об угле рассогласования между вектором поля и ротором приемника, в то время как выше



Фиг. 4.9. Графики зависимости токов i в катушках от углового положения датчика.



Фиг. 4.10. Форма катушек приемника.

рассматривался угол рассогласования θ между ротором датчика и вектором поля приемника.

Так как напряженность H магнитного поля, создаваемого катушками приемника, пропорциональна ампер-виткам, т. е.

$$H = kwi,$$

где w — число витков катушки,
то синхронизирующий момент

$$M = kwim \sin\theta. \tag{4.19}$$

Отсюда следует, что для увеличения синхронизирующего момента M следует увеличивать ампер-витки катушек приемника и магнитный момент ротора приемника.

Выбор параметров датчика и приемника. Перейдем к выбору параметров датчика и приемника. Введем обозначения для катушки приемника (фиг. 4.10):
l — длина витков;
S — площадь поперечного сечения катушки;
q — площадь поперечного сечения провода;
w — число витков катушки.

Выбор параметров дистанционной передачи будем производить из условия максимума синхронизирующего момента. Но синхрони-

зирующий момент зависит от ампер-витков wi. Следовательно, максимум момента M будет совпадать с максимумом wi. Ампер-витки wi возьмем для $\varphi = 30°$, поэтому

$$wi = \frac{30u}{R_1}\,\frac{w}{2700 + 5400r} = \frac{u}{90}\,\frac{w}{R_1 + 2R_2}; \tag{4.20}$$

$$120R_2 = \frac{\rho l w}{q} \tag{4.21}$$

и

$$wq = \alpha S, \tag{4.22}$$

где α — коэффициент заполнения обмотки.

Таким образом,

$$wi = k\frac{\sqrt{R_2}}{R_1 + 2R_2}, \tag{4.23}$$

где

$$k = \frac{u}{45}\sqrt{\frac{30\alpha S}{\rho l}}.$$

Из выражения (4.23) следует, что для увеличения ампер-витков следует увеличивать напряжение, площадь поперечного сечения катушки и уменьшать удельное сопротивление провода.

Максимальная мощность, потребляемая передачей,

$$P_{max} = \frac{u^2}{R_{min}},$$

где, как это следует из фиг. 4.4, минимальное сопротивление между зажимами батареи будет

$$R_{min} = \frac{30R_1}{R_1 + R_2}(R_1 + 3R_2). \tag{4.24}$$

Таким образом,

$$P = \frac{u^2}{30}\,\frac{R_1 + R_2}{R_1(R_1 + 3R_2)}. \tag{4.25}$$

Из этого выражения получаем

$$R_2 = \frac{R_1\left(1 - \frac{30P}{u^2}R_1\right)}{\frac{90P}{u^2}R_1 - 1}. \tag{4.26}$$

Если подставить значение R_2 из формулы (4.26) в (4.23), то найдем

$$wi = k\frac{\sqrt{-3k_1^2R_1^2 + 4k_1R_1 - 1}}{(k_1R_1 + 1)\sqrt{R_1}}, \tag{4.27}$$

где

$$k_1 = \frac{30P}{u^2}.$$

Максимум этого выражения по R_1, как легко показать, будет при условии

$$R_1 = 0{,}547 \frac{u^2}{30P} \tag{4.28}$$

или, если воспользоваться соотношением (4.26),

$$R_2 = \frac{1}{\sqrt{2}} R_1. \tag{4.29}$$

Это выражение в сочетании с выражениями (4.29) и (4.23) дает необходимое условие для выбора параметров передачи.

Неравномерность шкалы передачи может быть компенсирована соответствующим выбором профиля потенциометра датчика или формы поля приемника (для систем с подвижными катушками).

Погрешности потенциометрической передачи. *Погрешностью* θ *дистанционной передачи называется разность между соответствующими координатами, характеризующими положения датчика и приемника,* т. е.

$$\theta = \varphi' - \varphi,$$

где φ' и φ — углы, характеризующие положения подвижных систем датчика и приемника. Таким образом, согласно этому общеизвестному определению к числу погрешностей дистанционной передачи не причисляются погрешности, обусловленные подвижной системой датчика. В дальнейшем, говоря о погрешностях дистанционной передачи, будем иметь в виду и эти погрешности.

Погрешности потенциометрической передачи складываются из погрешностей датчика, линии связи и приемника. Погрешность датчика определяется прежде всего величиной трения скользящих контактов по потенциометру. Эта погрешность будет особенно значительной в тех случаях, когда чувствительный элемент прибора обладает малой мощностью.

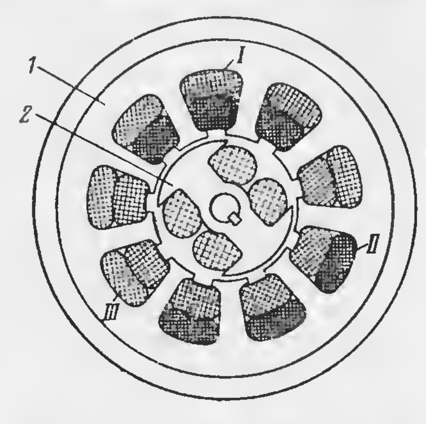
Трение в подвижной системе приемника и несбалансированность системы вносят дополнительную погрешность передачи. Величина этой погрешности определяется не только величиной трения и величиной несбалансированности системы, но и величиной удельного синхронизирующего момента: чем больше этот момент, тем меньше погрешность приемника.

В некоторых типах потенциометрических передач могут иметь значение температурные погрешности, вызванные изменением электрических и магнитных параметров при изменении температуры окружающей среды.

При изменении напряжения питания будет изменяться величина вектора результирующего поля и вместе с тем величина удельного синхронизирующего момента. При этом появится дополнительная погрешность передачи.

3. Индукционные дистанционные передачи

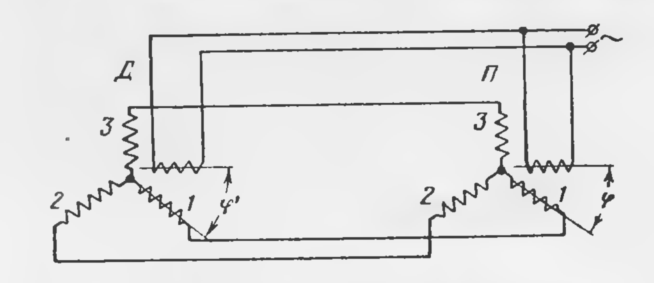
Принцип действия. Индукционная дистанционная передача, называемая также сельсинной передачей, заключает в себе датчик, один или несколько приемников и линию связи. В качестве датчика и приемников могут применяться одинаковые индукционные машины. Конструктивная схема такой машины (сельсина) приведена на фиг. 4.11. Обычно это миниатюрная электрическая машина с трехфазным статором *1* и однофазным ротором *2*. Трехфазная обмотка (*I, II, III*) уложена в пазы статора и соединена звездой или реже треугольником. Для уменьшения потерь за счет индукционных токов статор и ротор изготовляются из изолированных тонких пластин из магнитномягкой стали.



Фиг. 4.11. Конструктивная схема сельсина.
1—статор, *2*—ротор.

Датчик и приемник дистанционной передачи чаще всего имеют одинаковые конструкцию и параметры. Исключение допускается в том случае, когда один датчик должен быть связан с несколькими параллельными приемниками. В этом случае датчик нередко выполняется более мощным и, соответственно, несколько бо́льших размеров.

Для уяснения принципа действия сельсинной передачи возьмем два совершенно одинаковых сельсина и соединим их, как показано



Фиг. 4.12. Схема индукционной дистанционной передачи.

на схеме фиг. 4.12. Роторы сельсинов присоединены к сети, а статоры приемника *П* и датчика *Д* соединены навстречу друг другу. Однофазный переменный ток, питающий обмотки роторов, создает поток, пересекающий обмотки статоров. При синхронном положе-

нии роторов датчика и приемника в статорных обмотках тока не будет, так как индуктированные э. д. с., одинаковые по величине и противоположные по фазе, взаимно компенсируются. Очевидно, что при отсутствии тока в статорных обмотках вращающий момент приемника равен нулю.

Если ротор датчика повернуть на некоторый угол φ по отношению к ротору приемника, то в соответствующих фазах статоров э. д. с. уже будут отличаться друг от друга, вследствие чего появятся уравнительные токи. Благодаря взаимодействию поля этих токов с полем роторов появится вращающий момент, который будет стремиться поставить ротор приемника в синхронное положение с ротором датчика.

Таким образом, если ротор датчика повернется на некоторый угол, то ротор приемника повернется на тот же угол.

Принципиальное отличие индукционной передачи от потенциометрической заключается в том, что она обратима, т. е. если датчик и приемник поменять местами, то работа передачи не изменится. Потенциометрическая передача этим свойством не обладает. В индукционной передаче вследствие ее обратимости имеет место влияние на датчик моментов, воздействующих на подвижную часть приемника. Эта реакция приемника на датчик особенно существенна в тех случаях, когда передаваемые моменты весьма малы, как, например, в магнитных компасах.

Для питания индукционной передачи применяется однофазный переменный ток, вырабатываемый специальными преобразователями. Переменное напряжение таких преобразователей 26, 36 или 52 *в* с частотой 400 или 800 *гц*. В авиации наибольшее распространение получили индукционные передачи, питаемые переменным током напряжением 26 *в* с частотой 400 *гц*.

Теория индукционной передачи. Установим основные соотношения для индукционной передачи, для чего рассмотрим элементарную схему передачи фиг. 4. 12. Предположим, что э. д. с., индуктируемые в статорных обмотках, изменяются по синусоидальному закону с изменением угла поворота ротора. Если обозначить фазовые э. д. с. в статорной обмотке датчика через E_1', E_2' и E_3', а фазовые э. д. с. в статорной обмотке приемника через E_1, E_2 и E_3, то можно написать:

для датчика

$$\left.\begin{aligned} E_1' &= E_m \cos\varphi'; \\ E_2' &= E_m \cos\left(\varphi' - \frac{2}{3}\pi\right); \\ E_3' &= E_m \cos\left(\varphi' - \frac{4}{3}\pi\right); \end{aligned}\right\} \qquad (4.30)$$

для приемника

$$\left.\begin{aligned} E_1 &= E_m \cos\varphi; \\ E_2 &= E_m \cos\left(\varphi - \frac{2}{3}\pi\right); \\ E_3 &= E_m \cos\left(\varphi - \frac{4}{3}\pi\right), \end{aligned}\right\} \qquad (4.31)$$

где E_m — наибольшее значение э. д. с. при совпадении осей фазовой обмотки и обмотки возбуждения;

φ и φ' — соответственно углы поворота приемника и датчика.

Результирующие э. д. с. в фазах датчика и приемника

$$\left.\begin{aligned} E_1 - E_1' &= 2E_m \sin\left(\varphi' - \frac{\theta}{2}\right)\sin\frac{\theta}{2}; \\ E_2 - E_2' &= 2E_m \sin\left(\varphi' - \frac{\theta}{2} - \frac{2}{3}\pi\right)\sin\frac{\theta}{2}; \\ E_3 - E_3' &= 2E_m \sin\left(\varphi' - \frac{\theta}{2} - \frac{4}{3}\pi\right)\sin\frac{\theta}{2}, \end{aligned}\right\} \qquad (4.32)$$

где $\theta = \varphi' - \varphi$ — угол рассогласования.

Из уравнений (4. 32) следует, что если угол рассогласования θ равен нулю, то результирующие э. д. с. в фазовых обмотках также обращаются в нуль. Следовательно, при синхронном положении роторов датчика и приемника уравнительные токи в фазовых обмотках статоров будут отсутствовать.

Уравнительные токи, возникающие в фазовых обмотках при наличии рассогласования, определяются величиной результирующих фазовых э. д. с. и полным сопротивлением статорных обмоток. Полагая, что это сопротивление z состоит из активной и реактивной составляющих и остается неизменным при повороте ротора, можно написать выражения для уравнительных токов

$$\left.\begin{aligned} i_1 &= \frac{E_m}{z}\sin\left(\varphi' - \frac{\theta}{2}\right)\sin\frac{\theta}{2}; \\ i_2 &= \frac{E_m}{z}\sin\left(\varphi' - \frac{\theta}{2} - \frac{2}{3}\pi\right)\sin\frac{\theta}{2}; \\ i_3 &= \frac{E_m}{z}\sin\left(\varphi' - \frac{\theta}{2} - \frac{4}{3}\pi\right)\sin\frac{\theta}{2}. \end{aligned}\right\} \qquad (4.33)$$

На фиг. 4. 13 построены графики уравнительных токов i согласно уравнениям (4. 33) для случая, когда ротор приемника заторможен при $\varphi = 0$. Понятно, что в любой момент времени сумма токов в фазовых обмотках равна нулю, что и должно иметь место для схемы соединения в звезду.

Перейдем к определению синхронизирующего момента индукционной передачи. Так как статорная обмотка сельсина распределенная, то можно считать, что ампер-витки фазовой обмотки распределены в пространстве синусоидально.

Ампер-витки статорной обмотки в общем случае можно разложить на продольную и поперечную составляющие. Продольная составляющая ампер-витков создает магнитный поток, направленный навстречу потоку возбуждения, поэтому называется *размагничивающей.* Поперечная составляющая создает синхронизирующий момент.

Как известно, ампер-витки фазовой обмотки статора датчика (или приемника) будут

$$aw_k = \frac{4\sqrt{2}}{\pi} k_1 w i_k, \qquad (4.34)$$

где w_k — число витков на фазу;

i_k — ток, протекающий по k-й фазовой обмотке;

k_1 — обмоточный коэффициент.

Фиг. 4. 13. Графики зависимости уравнительных токов i от угла рассогласования θ.

Если подставить значения токов из формулы (4.33) в (4.34), то получим ампер-витки:

для датчика

$$\left.\begin{aligned} aw'_1 &= B\sin\left(\varphi' - \frac{\theta}{2}\right)\sin\frac{\theta}{2};\\ aw'_2 &= B\sin\left(\varphi' - \frac{\theta}{2} - \frac{2}{3}\pi\right)\sin\frac{\theta}{2};\\ aw'_3 &= B\sin\left(\varphi' - \frac{\theta}{2} - \frac{4}{3}\pi\right)\sin\frac{\theta}{2}; \end{aligned}\right\} \qquad (4.35)$$

для приемника

$$\left.\begin{aligned} aw_1 &= -B\sin\left(\varphi' - \frac{\theta}{2}\right)\sin\frac{\theta}{2};\\ aw_2 &= -B\sin\left(\varphi' - \frac{\theta}{2} - \frac{2}{3}\pi\right)\sin\frac{\theta}{2};\\ aw_3 &= -B\sin\left(\varphi' - \frac{\theta}{2} - \frac{4}{3}\pi\right)\sin\frac{\theta}{2}, \end{aligned}\right\} \qquad (4.36)$$

где

$$B = \frac{4\sqrt{2}}{\pi z} k_1 w E_m.$$

Различие знаков у ампер-витков приемника и датчика указывает на различное направление соответствующих фазовых токов.

Для определения продольной составляющей ампер-витков aw_l следует ампер-витки каждой фазы спроектировать на направление оси полюсов ротора и взять сумму проекций. Таким образом, получим для датчика

$$aw'_l = B\sin\frac{\theta}{2}\Big[\sin\left(\varphi' - \frac{\theta}{2}\right)\cos\varphi' + \sin\left(\varphi' - \frac{\theta}{2} - \frac{2}{3}\pi\right)\cos\left(\varphi' - \frac{2}{3}\pi\right) + \sin\left(\varphi' - \frac{\theta}{2} - \frac{4}{3}\pi\right)\cos\left(\varphi' - \frac{4}{3}\pi\right) \qquad (4.37)$$

или, после преобразования

$$aw'_l = -\frac{3}{4}B(1 - \cos\theta). \qquad (4.38)$$

Аналогично для приемника

$$aw_l = -\frac{3}{4}B(1 - \cos\theta). \qquad (4.39)$$

Для определения поперечной составляющей ампер-витков aw_q статора спроектируем ампер-витки каждой фазы на направление, перпендикулярное оси полюсов ротора, и возьмем сумму проекций.

Получим для датчика

$$aw'_q = B\sin\frac{\theta}{2}\Big[\sin\left(\varphi' - \frac{\theta}{2}\right)\sin\varphi' + \sin\left(\varphi' - \frac{\theta}{2} - \frac{2}{3}\pi\right)\sin\left(\varphi' - \frac{2}{3}\pi\right) + \sin\left(\varphi' - \frac{\theta}{2} - \frac{4}{3}\pi\right)\sin\left(\varphi' - \frac{4}{3}\pi\right),$$

или, после преобразования

$$aw'_q = \frac{3}{4}B\sin\theta. \qquad (4.40)$$

Аналогично получим выражение для поперечной составляющей ампер-витков приемника

$$aw_q = -\frac{3}{4}B\sin\theta. \qquad (4.41)$$

Как было указано, продольная составляющая ампер-витков создает поток, направленный противоположно потоку ротора, и, следовательно, является размагничивающей. Так как знаки продольных ампер-витков в датчике и приемнике одинаковы, то это указывает на то, что магнитные цепи датчика и приемника находятся в тождественных условиях.

Поперечные ампер-витки датчика и приемника, создающие вращающий момент, одинаковы по величине, но противоположны по

знаку. Вследствие этого вращающие моменты датчика и приемника при наличии рассогласования имеют противоположные знаки, стремясь уменьшить угол рассогласования θ.

Следует указать еще на одно отличие индукционной передачи от потенциометрической. В случае потенциометрической передачи, как было указано выше, угол рассогласования θ возникает даже тогда, когда к ротору приемника не приложен внешний момент. В индукционной передаче это явление не наблюдается. Конечно, указанное явление не следует относить к числу недостатков потенциометрической передачи, так как угол рассогласования составляет величину порядка 1°.

Фиг. 4.14. Взаимное расположение векторов потока Φ, э. д. с. E и уравнительных токов i.

Синхронизирующий момент M_s сельсина, имеющего явно выраженные полюсы, в общем случае состоит из двух моментов: момента M_1, возникающего вследствие взаимодействия поля поперечных ампер-витков с полем обмотки возбуждения, и момента M_2, возникающего вследствие неодинаковой магнитной проводимости ротора (для сельсинов с явно выраженными полюсами). Таким образом, синхронизирующий момент

$$M_s=M_1+M_2. \qquad (4.42)$$

Если Φ — поток обмотки возбуждения, то

$$M_1=cBw_q\Phi\cos\psi_1, \qquad (4.43)$$

где ψ_1 — угол сдвига фаз между потоком Φ и уравнительным током i (фиг. 4.14), а c — постоянная, зависящая от геометрических размеров и формы сельсина.

Так как э. д. с. в фазовых обмотках отстает от потока на угол $\pi/2$, а уравнительный ток i отстает от э. д. с. E на угол ψ, определяемый полным сопротивлением фазовых обмоток Z, то

$$\psi_1=\psi+\frac{\pi}{2}$$

и, следовательно,

$$M_1=-cBw_q\Phi\sin\psi. \qquad (4.44)$$

Из выражения (4.44) видно, что так как

$$\operatorname{tg}\psi=\frac{X}{R} \qquad (Z=R+jX),$$

то для увеличения синхронизирующего момента следует увеличивать реактивную составляющую X полного сопротивления фазовых обмоток статора.

Если в формулу (4.44) подставить значение ампер-витков из формулы (4.41), то получим

$$M_1=M_{1\max}\sin\theta, \qquad (4.45)$$

где

$$M_{1\max}=\frac{3}{4}Bc\Phi\sin\psi.$$

Таким образом, в предположении независимости Φ и ψ от угла рассогласования θ, что вполне допустимо, синхронизирующий момент M_1 изменяется синусоидально в зависимости от угла рассогласования. В пределах 360° синхронизирующий момент дважды принимает максимальное значение: $M_{1\max}$ и $-M_{1\max}$ (при 90 и 270°) и дважды обращается в нуль (при 0 и 180°).

Синхронизирующий момент M_2, вызываемый неодинаковой проводимостью ротора, определяется, как известно, из соотношения

$$M_2=c_1Bw_law_q(\lambda_l-\lambda_q), \qquad (4.46)$$

где λ_l и λ_q — соответственно проводимости для продольной и поперечной составляющих потока статора. Из выражения (4.46) следует, что при прочих равных условиях момент M_2, называемый *реактивным,* будет тем больше, чем больше разница между продольной λ_l и поперечной λ_q проводимостями. Для сельсина с неявно выраженными полюсами $\lambda_l=\lambda_q$ и соответственно $M_2=0$.

Подставляя значения ампер-витков из формул (4.39) и (4.41) в формулу (4.46), получим

$$M_2=\frac{9}{16}c_1B^2(\lambda_l-\lambda_q)(1-\cos\theta)\sin\theta$$

или

$$M_2=M_{2\max}\left(\sin\theta-\frac{1}{2}\sin 2\theta\right), \qquad (4.47)$$

где

$$M_{2\max}=\frac{9}{16}c_1B^2(\lambda_l-\lambda_q).$$

Если воспользоваться формулами (4.45) и (4.47), то получим полный синхронизирующий момент

$$M_s=(M_{1\max}+M_{2\max})\sin\theta-\frac{M_{2\max}}{2}\sin 2\theta. \qquad (4.48)$$

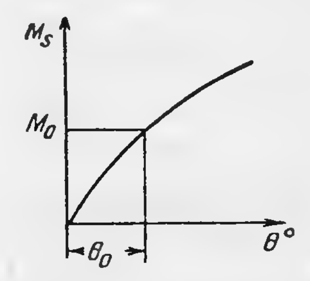
Так как момент $M_{2\max}$ составляет небольшую величину по сравнению с $M_{1\max}$, то синхронизирующий момент M_s можно с некоторым приближением заменить моментом $M_{1\max}$.

Величина угла рассогласования передачи определяется величиной того внешнего момента, который приходится преодолевать приемнику.

На фиг. 4. 15 приведен график момента M_s. Если к ротору приемника приложен момент M_0, то появится угол рассогласования θ_0. Вполне очевидно, что приемник не может преодолевать внешний момент, бо́льший синхронизирующего момента.

Угол θ будет тем меньше, чем круче нарастает момент M_s. Для характеристики крутизны нарастания синхронизирующего момента как функции угла рассогласования введем понятие удельного синхронизирующего момента

$$M_y = \frac{dM_s}{d\theta}. \qquad (4.49)$$



Фиг. 4. 15. График зависимости синхронизирующего момента M_s от угла рассогласования θ.

Чем больше удельный синхронизирующий момент M_y, тем меньше при прочих равных условиях погрешность передачи. Для индукционной передачи удельный синхронизирующий момент будет

$$M_y = (M_{1\,max} + M_{2\,max}) \cos\theta - M_{2\,max} \cos 2\theta. \qquad (4.50)$$

Устройство и погрешности индукционной передачи. При проектировании приборов с сельсинной дистанционной передачей необходимо учитывать, что эта система является обратимой.

Если в потенциометрических дистанционных передачах можно, преодолевая в датчике лишь небольшой момент трения щеток, создавать весьма большой момент на оси указателя, то в сельсинной передаче все моменты сопротивления вращению оси указателя передаются на ось датчика и должны преодолеваться при ее вращении. В этом отношении сельсинная передача эквивалентна связи через гибкий валик.

Причинами погрешности сельсинной дистанционной передачи могут быть следующие факторы:

1) застой указателя, обусловленный трением щеток, трением в опорах ротора и моментом нагрузки (если с осью указателя поворачиваются какие-либо детали, кроме стрелки);

2) притяжение ротора указателя к определенным угловым положениям вследствие неравномерности зазора между ротором и статором, вызванной, например, эксцентриситетом ротора;

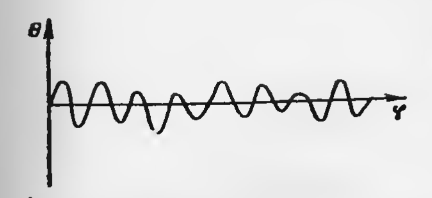
3) несбалансированность ротора указателя;

4) некачественное выполнение обмоток, неодинаковое количество витков в секциях, короткозамкнутые витки и т. п.;

5) наличие в статорах короткозамкнутых цепей, созданных помимо обмотки, например, заклепкам, скрепляющими пластины статора или ротора;

6) притяжение ротора указателя к определенным угловым положениям вследствие неодинаковой проводимости магнитного потока

при разных углах поворота ротора указателя. Одной из причин этого может быть различие магнитной проницаемости железа статора вдоль и поперек направления проката. Чтобы избежать связанной с этим погрешности, следует производить специальную термическую обработку пластин перед их сборкой. Отжиг при высокой температуре позволяет в основном устранить наклеп, созданный прокатом. Кроме того, при сборке пластин в пакет их поворачивают одну относительно другой (веерная сборка), что практически полностью устраняет этот фактор погрешности.



Фиг. 4. 16. График зависимости погрешности θ от угла φ поворота оси датчика.

Зуб
Паз

Фиг. 4. 17. Схема пазов статора.

Второй причиной неравномерности магнитных проводимостей является наличие на статоре пазов, в которые помещена обмотка. Проводимость для магнитного потока оказывается большей в том случае, когда ротор находится против зуба статора, чем когда он находится против паза. Вследствие разности проводимостей получается погрешность показаний, изменяющаяся в зависимости от угла поворота φ' оси датчика, как это показано на фиг. 4. 16. По оси ординат отложена разность θ углов поворота стрелки указателя φ и оси датчика φ'

$$\theta = \varphi - \varphi'.$$

Количество максимумов показанной кривой соответствует числу зубьев статора. Для устранения погрешности практикуют скашивание пазов на одно деление зуба, как это схематически показано на фиг. 4.17, где изображена развертка внутренней поверхности статора.

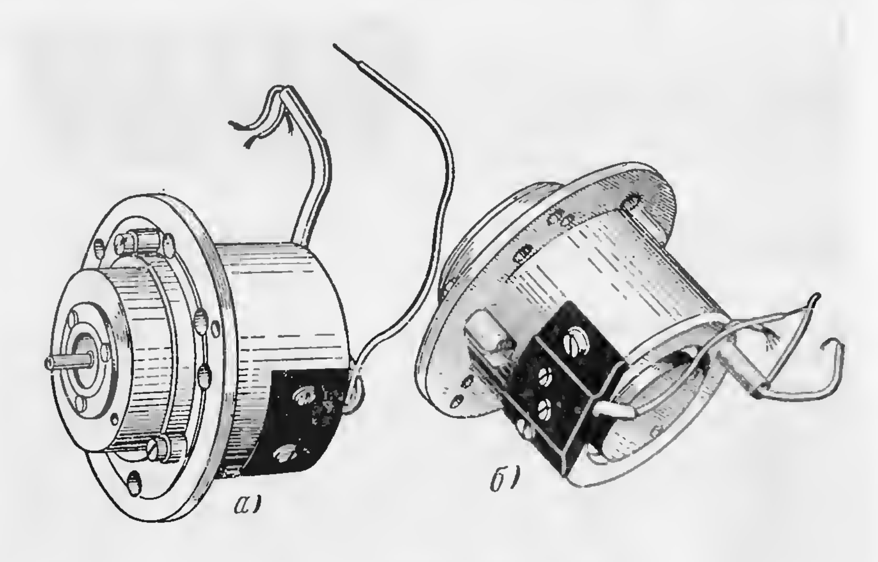
Практически точность сельсинов, применяемых в авиации, обычно лежит в пределах от ± 1 до $\pm 2°$.

Сельсины находят широкое применение не только в авиации, но и во многих других отраслях техники. Специфичной чертой авиационных сельсинов являются их малые габариты. В качестве примера на фиг. 4. 18 показан внешний вид сельсинов, у которых диаметр и длина корпуса составляют около 40 *мм*.

На фиг. 4. 19 показаны сельсин в разрезе и детали: корпус *1* со статором, крышка *2* корпуса с фланцем, ротор *3* с одним из подшипников *4* (на оси *5* ротора видны два контактных кольца *6*) и ламель *7*

из пластмассы с закрепленными на ней тонкими контактными щетками *8*.

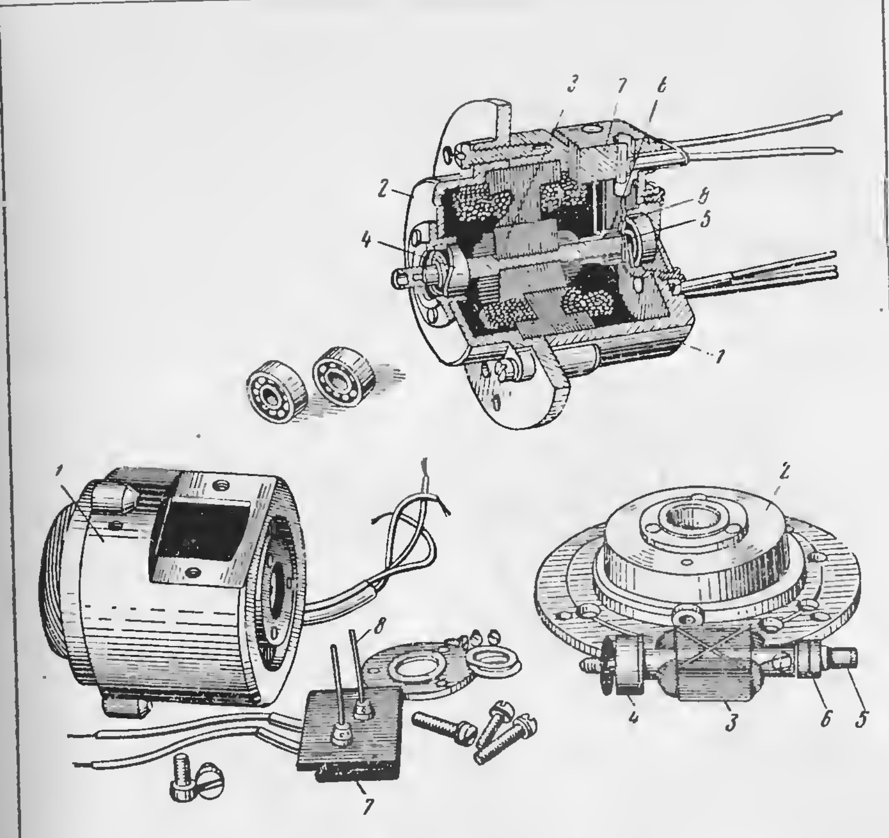
Иногда бывает необходимо совместить на общей оси роторов два или более сельсинов. При обычных конструкциях такой блок очень длинен и неудобен для установки в приборах. Значительно более приемлемы так называемые плоские сельсины, у которых несколько увеличен диаметр статора и ротора, но значительно уменьшена длина. Эскиз конструкции такого сельсина приведен на фиг. 4. 20.



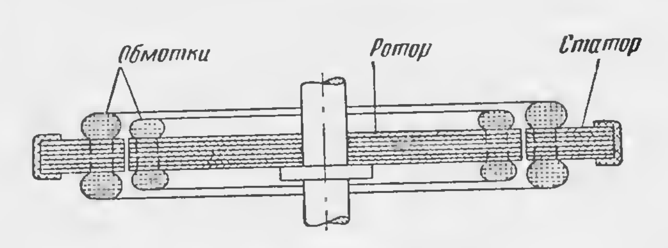
Фиг. 4. 18. Внешний вид сельсинов.
а—датчик, *б*—приемник.

Скашивание пазов для уменьшения погрешности дистанционной передачи, вызываемой различием магнитной проводимости по окружности зазора, при малой толщине пакета в случае применения плоских сельсинов не дает существенных результатов. Более рационально применение ротора с неявно выраженными полюсами (т. е. с пазами, в которые укладывается обмотка). При этом количество пазов ротора и статора делают разным, вследствие чего положение, при котором все зубья ротора находились бы против зубьев статора, невозможно. Например, на роторе можно сделать 18 пазов, а на статоре—24 паза.

Вследствие большого диаметра возможно точное изготовление пластин для статора и ротора. Поэтому точность плоских сельсинов выше точности обычных сельсинов.



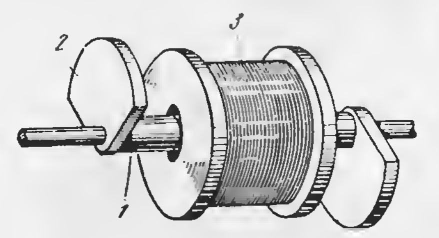
Фиг. 4. 19. Конструкция сельсина.
1—корпус, *2*—крышка, *3*—ротор, *4*—подшипник, *5*—ось ротора, *6*—контактные кольца, *7*—ламель, *8*—контактные щетки.



Фиг. 4. 20. Плоский сельсин.

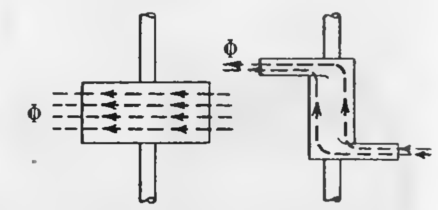
4. Бесконтактные сельсины

Момент трения в опорах ротора и токоподводах обычных сельсинов может достигать десятых долей граммосантиметра, что препятствует применению их для дистанционной передачи показаний в приборах с малым устанавливающим моментом. Поэтому были разработаны специальные конструкции сельсинов, для поворота роторов которых был бы достаточен весьма малый момент. Для решения этой задачи было необходимо прежде всего устранить скользящие токоподводы с трением. В результате разработки были созданы сельсины без контактных колец и щеток, так называемые бесконтактные сельсины. Ниже приведено описание получивших применение в авиации бесконтактных сельсинов, известных под названием *телегонов*.



Фиг. 4. 21. Схема телегона.

1 ротор. 2—полюсный наконечник. 3—катушка.



Фиг. 4. 22. Ротор сельсина.

Скользящие контакты, неизбежные в потенциометрических передачах постоянного тока, не обязательны при переменном токе, при котором электрическая энергия может передаваться способом электромагнитной индукции. Преимущество щеточных контактов заключается в некотором упрощении конструкции и обычно в увеличении устанавливающего момента при той же подводимой электрической мощности. Но вместе с тем наличие контактных токоподводов несколько снижает надежность работы прибора, особенно при вибрациях и значительных изменениях внешних условий.

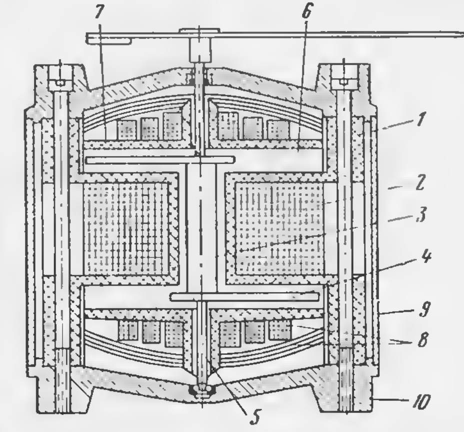
При устранении щеток становится возможным снизить устанавливающий момент сельсина, так как единственной нагрузкой на оси указателя остается трение в опорах. Это трение значительно снизится, если уменьшить вес ротора.

Схема конструкции ротора телегона приведена на фиг. 4. 21. Ротор *1* из мягкого железа имеет вид стержня с двумя секторными полюсными наконечниками *2*. Стержень помещен внутри катушки *3*, питаемой переменным током.

На фиг. 4. 22 схематически представлены для сравнения ротор обычного сельсина (слева) и ротор телегона (справа) без обмоток. В обоих случаях при вращении оси происходит вращение магнитного потока Ф. Различие заключается лишь в том, что в обычном сельсине силовые линии потока Ф располагаются в одной плоскости, тогда как в телегоне они проходят в двух параллельных плоскостях; поток переходит из одной плоскости в другую по стержню параллельно оси. Это различие не является принципиальным и не может существенно изменить процессы, протекающие в сельсинах, однако вследствие такого изменения конструкции обмотку можно сделать неподвижной, тогда как в обычном сельсине обмотка должна вращаться вместе с ротором.

Кроме упрощения конструкции из-за отсутствия контактных колец и щеток такое изменение конструкции уменьшает и вес ротора, с которого снимается обмотка, что позволяет применять более тонкую ось и соответственно уменьшить трение.

Следует иметь в виду, что трение в сельсинах играет значительно бóльшую роль, чем, например, в электродвигателе, так как сельсины работают не в режиме вращения, а в режиме поворотов и реверсирования с частыми остановками. Известно, что сухое трение при покое и медленном вращении значительно больше, чем при быстром вращении. Поэтому уменьшение трения позволяет еще более уменьшить устанавливающий момент путем дальнейшего облегчения ротора, что в свою очередь делает возможным новое уменьшение трения.



Фиг. 4. 23. Конструкция телегона.

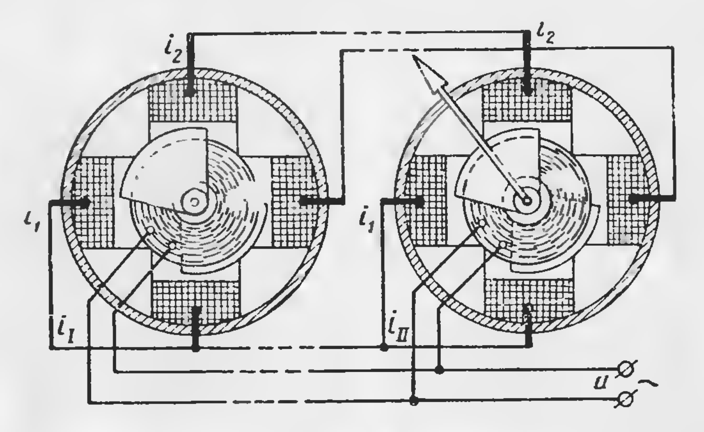
1—каркас. 2—обмотка. 3—ротор. 4—полюсный наконечник. 5—ось. 6—паз. 7—крышка. 8—статор. 9—наружный магнитопровод. 10—крышка.

Таким образом, оказалось возможным применить в телегоне ротор в виде стерженька длиной примерно 15 *мм* с полюсными пластинками из мягкого листового железа толщиной около 0,5 *мм*. Вес такого ротора составляет всего лишь несколько граммов, т. е. приближается к весу подвижной системы логометра с вращающимся магнитом. В указателе с такой передачей вполне достаточен устанавливающий момент порядка 1 *Гсм*. Для создания столь небольшого момента нет необходимости в железном барабанном статоре, применяемом в обычных сельсинах, и его можно заменить простыми катушками без железного сердечника. Для еще бóльшего упрощения телегоны в отличие от рассмотренных выше обычных сельсинов часто делают двухфазными, т. е. статоры телегонов выполняют в виде двух взаимно-перпендикулярных катушек. Конструкция такого телегона приведена на фиг. 4. 23.

Детали телегона собираются на фигурном каркасе *1*, изготовленном из пластмассы. В средней части каркаса имеется глубокий попе-

речный кольцевой паз, в который наматывается обмотка *2*, служащая для возбуждения магнитного потока в роторе. В центре каркаса имеется продольное отверстие, в которое вставляется стержень ротора *3* с укрепленным на одном из его концов полюсным наконечником *4*, после чего на другом конце стержня укрепляется второй полюсный наконечник.

В отверстие ротора запрессовываются полуоси *5*. Лопасти ротора свободно вращаются в круглых пазах *6* в торцах каркаса, закрываемых пластмассовыми крышками *7;* через отверстия в крышках концы полуосей выходят наружу.



Фиг. 4. 24. Схема соединения телегонов.

i_1, i_2—силы токов в статоре. i_I, i_{II}—силы токов в роторе.

Поперек торцов и по образующим цилиндрического каркаса проходят пазы для двух взаимно-перпендикулярных обмоток статора *8*, обычно по четыре паза на каждую обмотку. Таким образом, каждая из двух катушек статора состоит из четырех секций, соединенных последовательно. Как видно из фиг. 4. 23, обмотки статора не вполне идентичны, так как торцовые части их скрещиваются на двух различных уровнях.

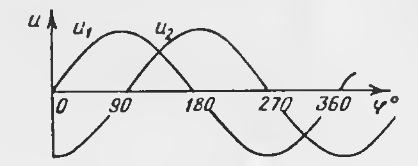
Такой статор вставляется в стакан (наружный магнитопровод) *9* из мягкого железа, через который и замыкается магнитный поток ротора. Малые размеры и вес ротора позволяют устанавливать его на тонких полуосях в камнях.

Камни запрессованы в алюминиевых крышках *10* стакана, скрепляемых винтами. Наружный диаметр каркаса телегона около 40 *мм*.

Схема соединения двух телегонов (датчика и приемника) приведена на фиг. 4. 24.

Магнитный поток, создаваемый катушкой ротора, выходит из полюсных наконечников, пересекает плоскости катушек статора и ин-

дуктирует в них э. д. с. Эти э. д. с. зависят от углового положения ротора, как показано на фиг. 4. 25.



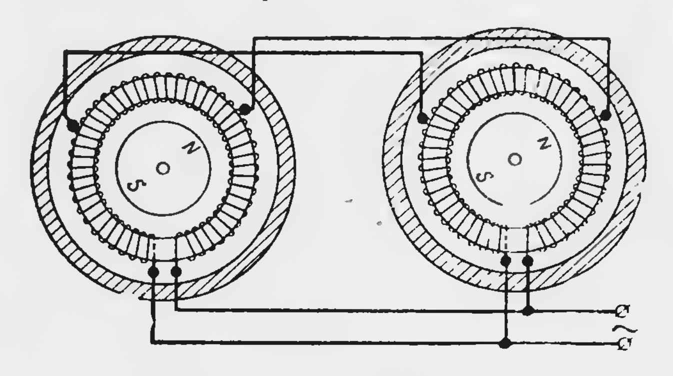
Фиг. 4. 25. График э. д. с.

По принципу действия телегоны не отличаются от действия обычных сельсинов.

5. Дистанционная передача типа «магнесин»

Развитие конструкции бесконтактного сельсина позволило создать бесконтактную дистанционную передачу с постоянным магнитом в качестве ротора. Сельсины такого типа получили название *магнесинов*.

Электрическая схема соединения двух магнесинов — датчика и указателя приведена на фиг. 4. 26.



Фиг. 4. 26. Схема соединения магнесинов.

Помимо наличия постоянного магнита-ротора, характерной особенностью магнесинов является подача переменного тока в тороидальную обмотку статора.

Дистанционная передача типа «магнесин» действует совершенно аналогично обычным сельсинам. Магнит-ротор указателя занимает по отношению к статору такое же угловое положение, как и ротор датчика. При каждом повороте оси магнесина-датчика стрелка магнесина-указателя поворачивается на такой же угол.

Как известно, взаимодействие переменного тока с постоянным магнитным полем не может привести к появлению вращающегося

момента постоянного направления. Следовательно, постоянный магнит-ротор в данной системе обязательно должен являться источником переменного магнитного потока. Если это условие выполняется, то действие магнесинов будет совершенно аналогично действию обычных сельсинов, так как основное значение в этой схеме имеет то, что роторы являются источниками переменных магнитных потоков совершенно независимо от того, что создает в них эти потоки.

Как было показано, условием работы сельсинов является наведение переменными магнитными потоками роторов напряжений в обмотках статора. Неодинаковое распределение этих напряжений вызывает появление в обмотках уравнительных токов. Взаимодействуя с переменными потоками роторов, эти токи приводят роторы в согласованное положение. Для действия системы, очевидно, безразлично, какой фактор приводит к созданию в роторах переменных магнитных потоков: обмотка, питаемая переменным током, как в схеме сельсинов или какой-либо другой фактор.

Магнитный поток Ф в цепи может быть определен по закону Ома для магнитных цепей

$$\Phi = \frac{u_м}{R_м},$$

где $u_м$ — магнитодвижущая сила;

$R_м$ — суммарное магнитное сопротивление на пути потока.

В сельсине изменение Ф достигается пропусканием переменного тока по обмоткам роторов, т. е. изменением $u_м$. Так как в схеме фиг. 4. 26 источниками потоков являются постоянные магниты, то единственное условие работы системы — это периодическое изменение $R_м$. Если периодически изменять магнитное сопротивление сердечника статора, то потоки роторов будут изменяться и система должна действовать аналогично сельсинной передаче. Этот принцип и имеет место в магнесинах.

Для изменения магнитного сопротивления $R_м$ по тороидальным обмоткам статора пропускается переменный ток, который, проходя через максимальные значения, намагничивает сердечники до насыщения. Таким образом, за период питающего обмотки переменного напряжения сердечники оказываются насыщенными дважды.

Известно, что магнитная проницаемость ферромагнитных материалов зависит от их магнитного состояния: проницаемость максимальна при слабых подмагничиваниях и уменьшается при насыщении. Следовательно, магнитное сопротивление сердечников будет изменяться, возрастая дважды за период питающего их переменного тока. Соответственно и магнитный поток будет изменяться, уменьшаясь дважды за период до некоторого минимального значения. Таким образом, магнитный поток будет пульсировать с частотой, вдвое большей частоты питающего напряжения.

Интегральная сила взаимодействия такого переменного потока с питающим током в обмотке, который изменяется с вдвое меньшей

частотой, равна нулю. Это объясняется тем, что в течение каждого полупериода изменения питающего тока, когда ток течет в одном направлении, совершается полный период изменения потока. Этот период полностью повторяется в следующий полупериод изменения питающего тока, когда этот ток течет в обратном направлении и создает механический момент обратного знака.

Таким образом видно, что подаваемый в обмотки переменный ток не может оказывать непосредственного влияния на роторы и играет в магнесинах вспомогательную роль. Этот ток не вызывает в системе никакого другого эффекта, кроме изменения магнитного сопротивления. Поскольку в остальном схема фиг. 4. 26 не отличается принципиально от схемы фиг. 4. 12, система должна действовать аналогично сельсинам обычного типа.

Очевидным преимуществом магнесинов перед сельсинами является исключительная простота их конструкции из-за отсутствия токопроводов и вообще обмотки на роторах. Роторы могут быть отделены от статоров любой немагнитной перегородкой. Это несомненно представляет практическую ценность в тех случаях, когда необходимо производить дистанционную передачу поворотов из герметизированного пространства, куда нельзя вводить провода с электрическим током.

Статоры магнесинов выполняются в виде пакетов из колец, на которые наматывается равномерная тороидальная обмотка. Чтобы обеспечить широкие пределы изменения магнитного сопротивления и предотвратить возможное влияние явлений остаточного магнетизма, для изготовления сердечников используется пермаллой, обладающий малой коэрцитивной силой и достигающий насыщения в слабом магнитном поле.

Для магнесинов, как и для сельсинов, не требуется точного соответствия между конструкцией датчика и указателя, которые могут быть различны по габаритам и мощности.

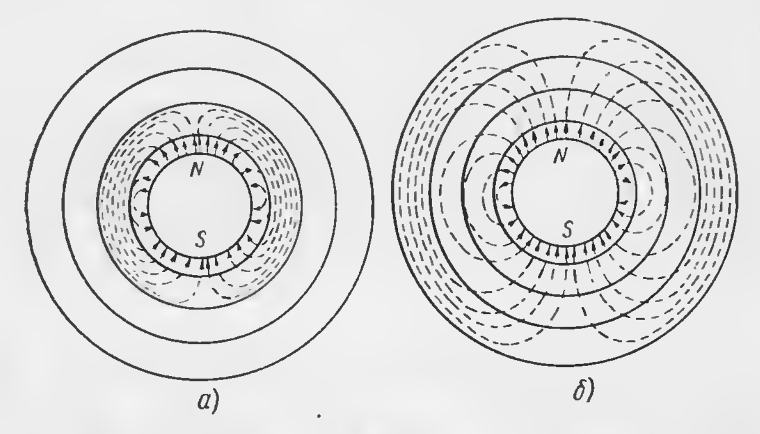
Практически магнесин-датчик часто выполняется более мощным, чем указатели, которых может быть несколько, параллельно соединенных друг с другом.

Пульсации магнитного потока в магнесине показаны на фиг. 4. 27. Обмотки статора для наглядности не показаны. Эскиз *а* соответствует моменту времени, в который магнитная проницаемость велика. Магнитный поток замыкается при этом через сердечник статора. Эскиз *б* соответствует минимальному значению магнитной проницаемости статора. В этом случае преобладающая часть потока замыкается через внешний экран, т. е. по пути с наименьшим магнитным сопротивлением. Таким образом, величина магнитного потока в сердечнике статора оказывается переменной.

Примерная картина процессов, происходящих в магнесине, показана на фиг. 4. 28. На графике *а* пунктиром показано изменение подводимого к обмотке переменного напряжения *u*. Как известно, переменное напряжение на концах обмотки пропорционально производ-

ной по времени от магнитного потока, если активное сопротивление обмотки мало по сравнению с индуктивным. Следовательно, переменная магнитная индукция B в сердечнике должна изменяться со сдвигом по фазе относительно напряжения на 90°.

На графике *б* показана характеристика зависимости магнитной индукции B от намагничивающего тока i в обмотках. Так как сердечник магнесина изготовляется из пермаллоя, обладающего очень малой коэрцитивной силой, то с явлениями остаточного магнетизма можно не считаться и изобразить магнитную характеристику в виде

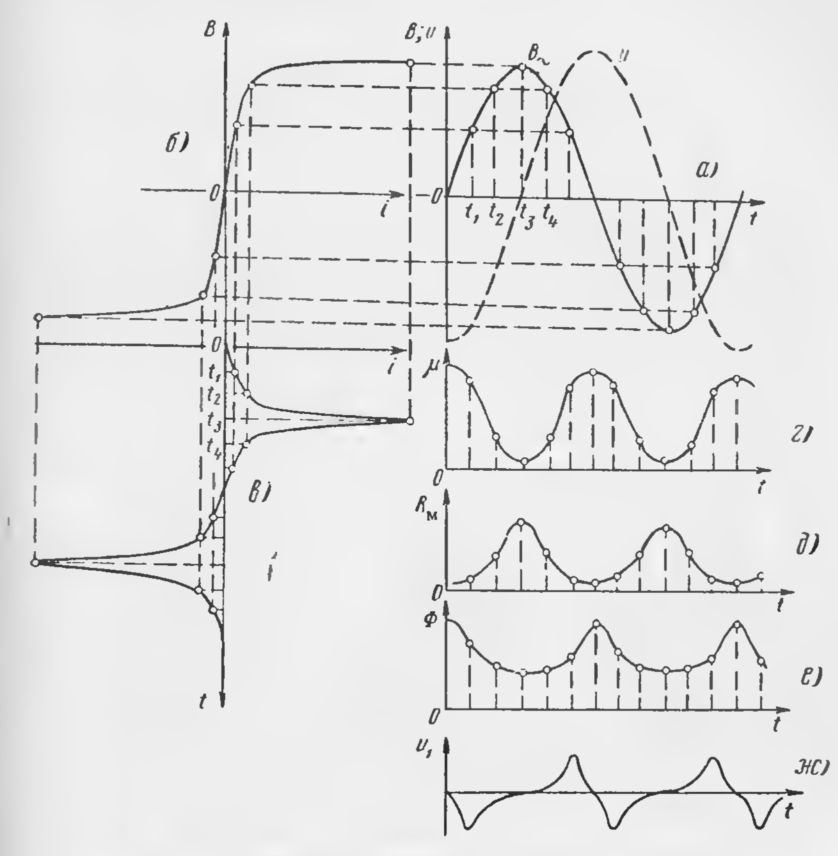


Фиг. 4. 27. Картина магнитного потока в магнесине.

линии, а не в виде петли гистерезиса, т. е. считать приближенно связь между магнитной индукцией B в сердечнике и током i в обмотке однозначной. По магнитной характеристике можно построить график изменения тока, который будет протекать в обмотке при подведении к ней напряжения заданной формы. Для этого построения возьмем значения индукции, соответствующие различным моментам времени t_1, t_2, t_3 и т. д., и по магнитной характеристике определим соответствующие им значения тока i. Результат построения приведен на графике *в*, из которого видно, что при синусоидальном напряжении ток оказывается резко несинусоидальным. Кривая изменения тока приобретает иглообразную форму, характерную для цепей с железом.

Прохождение магнитной индукции B в сердечнике через амплитудное значение (т. е. в промежутке времени от t_2 до t_4, см. график *а*) соответствует движению точки по пологому участку магнитной характеристики (см. график *б*), т. е. режиму магнитного насыщения.

Динамическая магнитная проницаемость μ материала сердечника, представляющая собой коэффициент пропорциональности между изменениями напряженности поля и магнитной индукции, в режиме насыщения значительно уменьшается. Эта проницаемость максимальна в крутой части магнитной характеристики, где достигает десятков и сотен тысяч, но в сотни раз уменьшается на верхней и нижней пологих частях этой характеристики, где очень большим изменениям напряженности поля соответствуют относительно малые приращения индукции. Характер изменения магнитной проницаемости μ показан на графике *г*.



Фиг. 4. 28. Картина протекания процессов в магнесине.

Магнитное сопротивление $R_м$ сердечника, как известно, обратно пропорционально магнитной проницаемости μ. Следовательно, $R_м$ изменяется в противофазе по отношению к магнитной индукции (график *д*).

Магнитный поток Ф в сердечнике магнесина от постоянного магнита-ротора будет, естественно, уменьшаться при возрастании магнитного сопротивления. Изменение потока Ф изображено кривой графика *е*.

Изменение потока должно привести к появлению в обмотке статора (см. фиг. 4. 29) переменной э. д. с., которая пропорциональна производной по времени от потока магнита и, следовательно, должна изменяться по закону, сходному с кривой графика *ж* фиг. 4. 28.

Из сравнения графиков *а* и *ж* видно, что за один период подводимого к обмотке переменного напряжения *u* индуктируемая магнитным потоком Ф дополнительная э. д. с. проходит два полных периода изменения.

Таким образом, наряду с синусоидальным напряжением основной частоты в обмотках магнесина действуют переменные, несинусоидальные э. д. с., основная частота которых вдвое выше основной частоты питающего тока. В трех секциях, на которые разделена обмотка, эти э. д. с. имеют различную величину и различные знаки (фазы), так как они зависят от положения ротора так же, как зависят индуктированные напряжения в обмотках статора обычного сельсина.

При соединении двух магнесинов по схеме фиг. 4. 26 токи основной частоты в соединительных проводах протекать не будут. Это объясняется тем, что эти провода связывают между собой секции обмоток, в каждой из которых напряжение основной частоты имеет одинаковую величину, равную одной трети полного подводимого напряжения. Таким образом, между каждыми двумя соединительными проводами действуют со стороны датчика и со стороны указателя включенные навстречу одинаковые напряжения, взаимно уничтожая друг друга в этой замкнутой цепи.

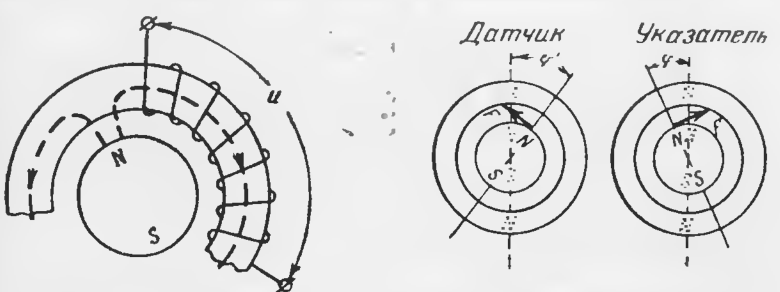
В то же время дополнительные э. д. с. двойной частоты (при неидентичности датчика и указателя—во всех случаях, а при идентичности их—в случае неодинаковых положений магнитов-роторов) будут создавать уравнительные токи в соединительных проводах и соответственно в обмотках обоих магнесинов. Основная частота изменения этих токов, как и частота дополнительных э. д. с., будет вдвое выше частоты питающего тока. Так как частота уравнительных токов совпадает с частотой изменения магнитного потока магнита, то между ними будет возникать взаимодействие, которое и приведет к повороту ротора указателя в согласованное положение.

Чтобы убедиться в том, что предельное уменьшение коэрцитивной силы сердечника статора обязательно, рассмотрим фиг. 4. 29, на которой схематически показан магнесин-указатель. Допустим, что в сердечнике ощутимо проявляется остаточный магнетизм.

Если ротор указателя занимал некоторое время угловое положение, показанное пунктиром на фиг. 4. 30, то статор сохранит полученное при этом намагничивание, т. е. на его поверхности могут быть отмечены полюсы, расположенные на диаметре, совпадающем с направлением линии полюсов магнита.

Если теперь повернуть ось магнесина-датчика в направлении по часовой стрелке, то ротор указателя также повернется в этом направлении. Однако, помимо силы взаимодействия между переменным магнитным потоком двойной частоты и током той же частоты

в обмотке, на ротор указателя будет действовать некоторая сила F притяжения со стороны полюсов остаточного намагничивания статора. Направление этой силы указано на фиг. 4. 30 стрелкой. В результате воздействия силы F угол φ поворота оси ротора указателя окажется меньшим, чем угол φ' поворота оси ротора датчика, т. е. погрешность дистанционной передачи будет отрицательной. Если повернуть ось датчика против часовой стрелки, т. е. на угол, который принято для шкал авиаприборов считать отрицательным, то будет сказываться то же явление, но действующая на ротор указателя дополнительная сила F будет стремиться повернуть его в положительном направлении, как это показано на фиг. 4. 30. В этом случае погрешность дистанционной передачи будет положительной.



Фиг. 4. 29. Картина индуктирования э. д. с.

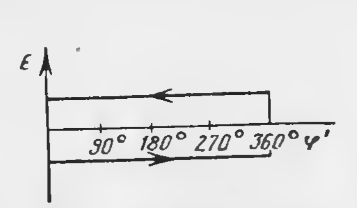
Фиг. 4. 30. Картина распределения сил в магнесине.

Изображая графически зависимость получающейся в результате рассмотренного явления погрешности θ магнесина-указателя от угла φ' поворота оси датчика, получим график, показанный на фиг. 4. 31. Как видно, погрешность носит гистерезисный характер. Чтобы эта погрешность была достаточно малой, сердечники магнесинов изготовляют из высококачественного пермаллоя и подвергают их специальной термической обработке. В результате коэрцитивная сила сердечников составляет лишь 0,015—0,02 *эрст* и вызывает погрешность указателей, не превосходящую долей градуса.

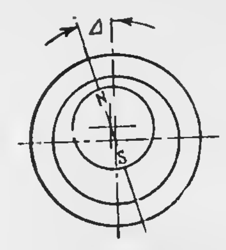
В потенциометрических дистанционных передачах постоянного тока и в телегонах необходимо тщательно центрировать роторы. При эксцентричной установке магнит-ротор стремится повернуться в такое положение, в котором один из его полюсов будет располагаться ближе всего к поверхности статора (фиг. 4. 32). Возникающая при этом сила вызовет определенную погрешность показаний. Эта сила будет тем больше, чем сильнее магнит. В логометре постоянного тока эксцентриситет вызывает такое же явление, но там магнитный поток, вызывающий появление этой силы, полностью участвует и в создании основного устанавливающего момента прибора; то же явление имеет место и в телегоне. В магнесине же постоянный магнитный поток, вызывающий притяжение ротора к определенному положению, всегда превосходит переменную слагающую

этого потока, участвующую в образовании основного устанавливающего момента. Поэтому указанное явление и оказывается здесь более ощутимым, чем в других системах.

На фиг. 4.33 показаны основные детали одной из типовых конструкций магнесина-указателя: крышка корпуса *1*, корпус *2*, магнит-



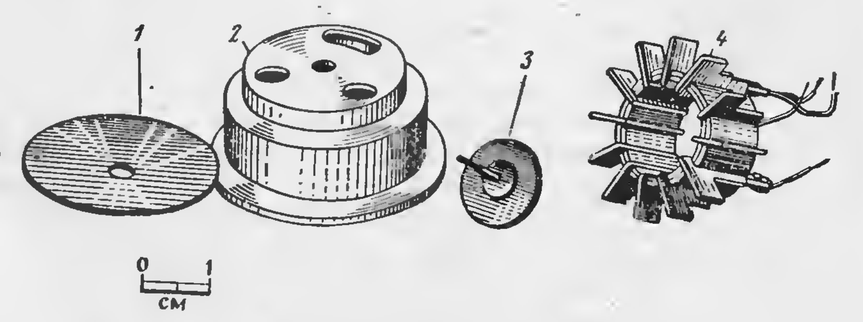
Фиг. 4.31. График зависимости погрешности от угла поворота оси датчика.



Фиг. 4.32. Эксцентричное расположение магнита-ротора и статора.

ротор *3* на оси и статор *4*. Для суждения о размерах деталей приведен масштаб.

Статор *4* представляет собой пакет колец из пермаллоя, склеенных лаком, с наклеенными по торцам пластмассовыми шайбами, имеющими радиальные бороздки, в которые вставлены текстолитовые щечки. Щечки разделяют статор на 12 пазов, в которые и наматывается обмотка.



Фиг. 4.33. Конструкция магнесина.
1—крышка корпуса, *2*—корпус, *3*—магнит-ротор, *4*—статор.

Статор помещен в пакет внешних колец (на фиг. 4.33 не показан) из пермаллоя, образующих экран.

Максимальный устанавливающий момент такого магнесина (при отведении стрелки от положения равновесия на угол 90°) равен примерно 0,1 *Гсм*, что является достаточным, имея в виду малые вес и момент инерции ротора.

Глава V

ИЗМЕРИТЕЛЬНЫЕ СХЕМЫ

1. Общие сведения

В ряде авиационных приборов между датчиком и указателем включаются специальные схемы, служащие для преобразования сигнала датчика в силу тока или напряжения, для передачи сигнала, компенсации погрешностей и пр. Такие схемы называются *измерительными*. К числу измерительных схем, применяемых в авиационных приборах, относятся схемы делителей тока и напряжения, мостиковые схемы постоянного и переменного тока, компенсационные и другие схемы.

В настоящей главе рассматриваются наиболее распространенные измерительные схемы: мостиковые, компенсационные, схемы делителей тока и напряжения, а также некоторые вопросы согласования параметров элементов схем.

2. Простейшие измерительные схемы

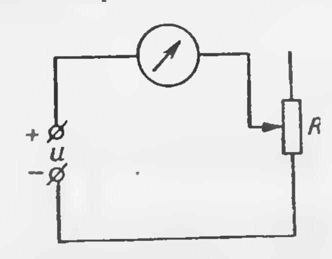
К простейшим измерительным схемам относятся схема с последовательно включенным сопротивлением, схема делителя напряжения и схема делителя тока.

В схеме с последовательно включенным сопротивлением датчик, представляющий собой сопротивление (в общем случае полное сопротивление), включается последовательно с источником тока, а измерительный прибор измеряет ток, протекающий через датчик, или падение напряжения на датчике. В схемах фиг. 5.1 и 5.2 последовательно с источником напряжения u включается датчик, представляющий сопротивление R, в виде реостата (см. фиг. 5.1) или потенциометра (см. фиг. 5.2).

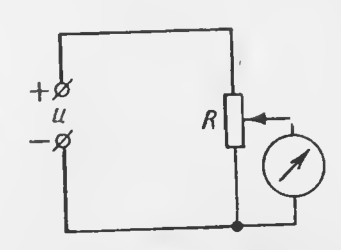
В схеме с реостатным датчиком критерием измеряемой величины служит изменение тока, вызванное изменением сопротивления датчика. При этом очевидно, что напряжение источника питания должно быть постоянным. Эта схема отличается своей простотой, однако ей присущи следующие недостатки: 1) через прибор протекает ток даже в том случае, когда измерительный сигнал отсутствует; 2) потребление тока от источника непостоянно, что затрудняет стабили-

зацию напряжения источника питания; 3) шкала прибора неравномерна.

В схеме с потенциометрическим датчиком этих недостатков нет. В такой схеме подключаемый к потенциометру прибор должен иметь внутреннее сопротивление значительно бо́льшее, чем сопротивление потенциометра.



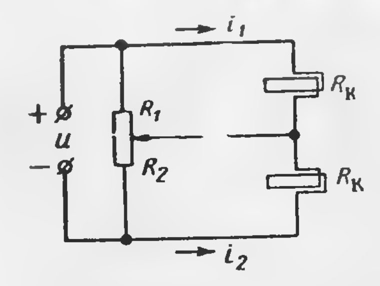
Фиг. 5.1. Схема с включением реостатного датчика.



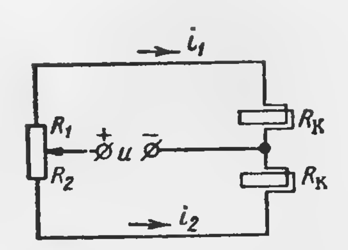
Фиг. 5.2. Схема с включением потенциометрического датчика.

Схемы с последовательным сопротивлением применяются в тех случаях, когда основным требованием является простота устройства, а не точность измерения.

Более совершенными и вместе с тем более сложными измерительными схемами являются схемы делителя напряжения (фиг. 5.3) и делителя тока (фиг. 5.4), в которых в качестве измерительного прибора применяется логометр.



Фиг. 5.3. Схема делителя напряжения.



Фиг. 5.4. Схема делителя тока

В схеме делителя напряжения падение напряжения на сопротивлениях R_1 и R_2 подается на рамки логометра. Показание логометра, пропорциональное отношению токов i_1 и i_2 в рамках, можно выразить через параметры схемы

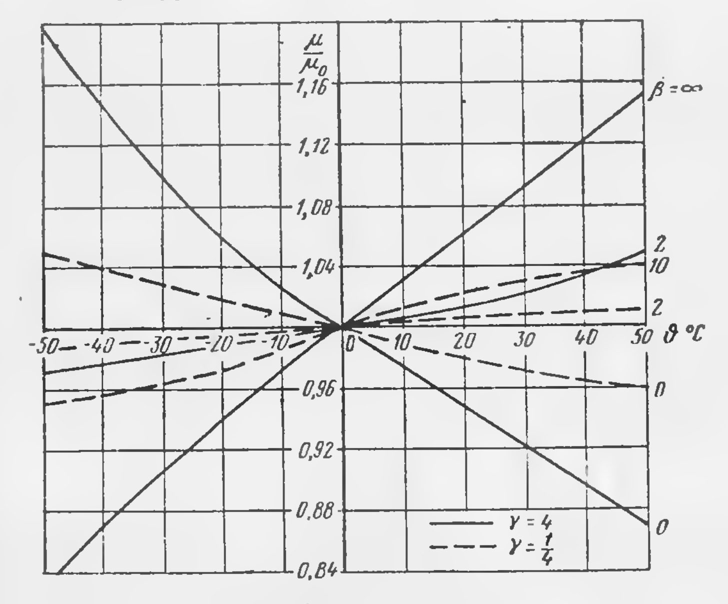
$$\frac{i_1}{i_2}=\frac{R_1}{R_2}\frac{(R_2+R_к)}{(R_1+R_к)}. \tag{5.1}$$

Для увеличения чувствительности схемы сопротивления $R_к$ рамок логометра должны быть значительно больше сопротивления потенциометра.

Так как сопротивления $R_к$ рамок логометра выполняются из меди, то отношение токов (5.1) будет зависеть от температуры ϑ окружающей среды. Если воспользоваться тем, что

$$R_к=R_{к0}(1+\alpha\vartheta),$$

где α — температурный коэффициент сопротивления;
ϑ — температура,



Фиг. 5.5. График погрешностей.

и обозначить

$$\mu=\frac{R_к+R_2}{R_к+R_1};\quad \mu_0=\frac{R_{к0}+R_2}{R_{к0}+R_1};\quad \gamma=\frac{R}{R_{к0}};\quad \beta=\frac{R_1}{R_2},$$

то получим

$$\frac{\mu}{\mu_0}=\frac{1+\dfrac{(1+\beta)\,\alpha\vartheta}{1+\beta+\gamma}}{1+\dfrac{(1+\beta)\,\alpha\vartheta}{1+\beta+\beta\gamma}}. \tag{5.2}$$

Последнее соотношение характеризует температурные погрешности схемы.

На фиг. 5.5 приведен график $\mu/\mu_0=f(\vartheta)$ для различных значений γ и β, из которого видно, что погрешности прибора возрастают с по-

вышением γ, т. е. с повышением сопротивления потенциометра по сравнению с сопротивлением $R_к$ рамок логометра. Так, например, для $\gamma=1/4$ при отклонении температуры на $\pm 50°$ С погрешность в конце шкалы достигает 6%, а для $\gamma=4$ погрешность достигает 20%. Таким образом, даже при условии $\gamma=1/4$, что не всегда можно выполнить, температурная погрешность достигает значительной величины.

Для схемы делителя тока отношение токов i_1 и i_2 в рамках логометра будет

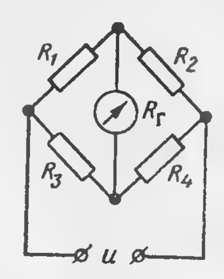
$$\frac{i_1}{i_2}=\frac{R_2+R_к}{R_1+R_к}. \tag{5.3}$$

Очевидно, что чувствительность этой схемы возрастает с уменьшением сопротивления катушек по сравнению с сопротивлением потенциометра. Температурные погрешности этой схемы, как можно видеть, определяются тем же соотношением (5.2), что и для предыдущей схемы.

Преимуществами схем делителя тока и делителя напряжения являются простота и независимость показаний от напряжения источника питания. Однако значительные температурные погрешности ограничивают возможность применения этих схем в приборах. Для устранения температурных погрешностей эти схемы усложняют за счет дополнительных элементов, вследствие чего они теряют свое основное преимущество—простоту. Рассматриваемые ниже мостиковые схемы можно трактовать как развитие схем делителя тока и делителя напряжения.

3. Мостиковые схемы постоянного тока

Широкое применение в авиационном приборостроении находят мостиковые схемы постоянного тока, работающие в режиме отклонения и в равновесном режиме. При этом в схемах первого типа в качестве указателей применяются гальванометры и логометры. Мостиковые схемы, работающие в равновесном режиме, являются элементами автоматических компенсаторов и других автоматических устройств.



Фиг. 5.6. Схема мостика с гальванометром.

Схема мостика с гальванометром в качестве указателя приведена на фиг. 5.6, где R_1, R_2, R_3 и R_4— сопротивления плеч мостика; $R_г$— сопротивление гальванометра; u — напряжение на диагонали мостика.

Для определения силы токов в элементах мостика следовало бы составить уравнения Кирхгофа и решить их. Но решение подобных уравнений настолько громоздко, что редко применяется в таких случаях, когда нужно вычислять силы токов для различных значений элементов мостика. В подобных случаях применяются приближенные методы, один из которых будет изложен ниже. Сейчас приведем соотношения для мостиковой схемы без вывода.

Выражение для силы тока в гальванометре, как известно, имеет вид

$$i_г=u\frac{R_1R_4-R_2R_3}{R_г(R_1+R_2)(R_3+R_4)+R_1R_2(R_3+R_4)+R_3R_4(R_1+R_4)}. \tag{5.4}$$

Если удовлетворяется условие

$$R_1R_4-R_2R_3=0, \tag{5.5}$$

то сила тока $i_г$ в гальванометре обращается в нуль и мостик находится в равновесии.

Если одно из сопротивлений плеч мостика, например R_4, является переменным, то при этом сила тока $i_г$ также будет изменяться. Следовательно, между силой тока $i_г$ в гальванометре и величиной сопротивления R_4 при постоянных значениях других сопротивлений и при постоянном значении напряжения u питания существует однозначная зависимость вида

$$i_г=f(R_4), \tag{5.6}$$

позволяющая преобразовать изменение сопротивления в изменение силы тока.

Следует отметить, что основным недостатком мостиковых схем с гальванометром является зависимость силы тока $i_г$ от величины напряжения u. Действительно, если напряжение u изменится на Δu, то сила тока $i_г$ изменится на $\Delta i_г$. Поскольку связь между величинами $i_г$ и u линейна, как это видно из формулы (5.4), то

$$\frac{\Delta i_г}{i_г}=\frac{\Delta u}{u}. \tag{5.7}$$

Следовательно, для питания мостиковых схем необходим источник со строго постоянным напряжением.

Преобразуем выражение (5.4), для чего прибавим и вычтем из числителя R_1R_3 и разделим числитель и знаменатель на $(R_1+R_2)(R_3+R_4)$. Выполнив это, получим

$$i_г=u\frac{\dfrac{R_1}{R_1+R_2}-\dfrac{R_3}{R_3+R_4}}{R_г+\dfrac{R_1R_2}{R_1+R_2}+\dfrac{R_3R_4}{R_3+R_4}}. \tag{5.8}$$

Учитывая, что $u\dfrac{R_1}{R_1+R_2}=u_1$—падение напряжения на плече R_1, а $u\dfrac{R_3}{R_3+R_4}=u_3$—падение напряжения на плече R_3 можно вместо выражения (5.8) написать

$$i_г=\frac{u_1-u_3}{R_г+\dfrac{R_1R_2}{R_1+R_2}-\dfrac{R_3R_4}{R_3+R_4}}. \tag{5.9}$$

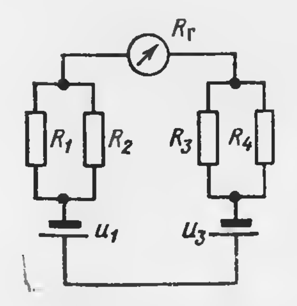
Отсюда следует, что сила тока $i_г$ обращается в нуль при равенстве падений напряжения на сопротивлениях R_1 и R_3, т. е.

$$u_1=u_3. \tag{5.10}$$

Из соотношения (5.10) вытекает соотношение (5.5).

В соответствии с уравнением (5.9) можно составить эквивалентную схему мостика, представленную на фиг. 5.7. При этом пары параллельно соединенных сопротивлений R_1, R_2 и R_3, R_4 можно рассматривать как внутренние сопротивления источников u_1 и u_3, включенных навстречу друг другу и нагруженных на сопротивление $R_г$. Другими словами, мостиковая схема по отношению к измерителю может быть заменена эквивалентным генератором с э. д. с. u_1-u_3 и внутренним сопротивлением

$$\frac{R_1R_2}{R_1+R_2}+\frac{R_3R_4}{R_3+R_4}.$$



Фиг. 5.7. Схема мостика, эквивалентная схеме фиг. 5.6.

Перейдем к выбору оптимальных параметров мостиковых схем, при этом в качестве критерия оптимальности будем принимать наибольшую чувствительность схемы. Чувствительность S мостиковой схемы вместе с указателем можно характеризовать отношением приращения $\Delta\alpha$ в показании прибора к относительному приращению сопротивления измерительного плеча $\varepsilon=\Delta R_4/R_4$, т. е.

$$S=\frac{\Delta\alpha}{\varepsilon}. \tag{5.11}$$

Если в качестве указателя применяется магнитоэлектрический гальванометр, то, как было указано выше, угол отклонения его подвижной системы пропорционален корню квадратному из величины мощности $P_г=R_г i_г^2$, рассеиваемой в рамке, т. е.

$$\alpha=ci_г\sqrt{R_г}, \tag{5.12}$$

где c — коэффициент пропорциональности.

Очевидно, что чем больше мощность, рассеиваемая в рамке прибора, тем при прочих равных условиях больше угол α отклонения его подвижной системы. Известно, что наибольшая мощность на сопротивлении $R_г$ выделяется тогда, когда это сопротивление равно внутреннему сопротивлению генератора, т. е.

$$R_г=\frac{R_1R_2}{R_1+R_2}+\frac{R_3R_4}{R_3+R_4}. \tag{5.13}$$

Следовательно, выбор сопротивления гальванометра следует производить из соотношения (5.13). При этом следует иметь в виду, что наибольшая чувствительность схемы будет определяться соотношениями между сопротивлениями мостика.

Выразим рассеиваемую в рамке прибора мощность $P_г=i^2R$ через параметры мостика, для чего воспользуемся выражениями (5.8) и (5.13). Получим

$$\sqrt{P_г}=\frac{u}{2}\frac{\dfrac{R_1}{R_1+R_2}-\dfrac{R_3}{R_3+R_4}}{\sqrt{\dfrac{R_1R_2}{R_1+R_2}+\dfrac{R_3R_4}{R_3+R_4}}}. \tag{5.14}$$

Полагая, что сопротивление R_4 измерительного плеча изменилось на величину ΔR_4, т. е.

$$R_4=R_{40}+\Delta R_4,$$

где R_{40} — значение сопротивления, соответствующее равновесию мостика, получим

$$\sqrt{P_г}=\frac{u}{2}\frac{\varepsilon}{\left(1+\dfrac{R_2}{R_1}\right)\left(1+\dfrac{R_3}{R_{40}}\right)\sqrt{\dfrac{R_1R_2}{R_1+R_2}+\dfrac{R_3R_{40}}{R_3+R_{40}}}}, \tag{5.15}$$

где

$$\varepsilon=\frac{\Delta R_4}{R_{40}}.$$

При этом мы воспользовались условием, что $R_1R_{40}=R_2R_3$, и пренебрегли членами, содержащими ε в степени выше первой.

При заданных напряжении u питания и сопротивлении R_{40} измерительного плеча можно найти максимум выражения (5.15) по параметрам R_1, R_2 и R_3. В практике большое распространение находят симметричные мостики, в которых число независимых параметров уменьшается. Например, полагая $R_1=R_2$ и $R_3=R_{40}$ или $R_1=R_3$ и $R_2=R_{40}$, получим в выражении (5.15) не три, а один независимый параметр, изменением которого можно добиться оптимума выражения для $\sqrt{P_г}$.

Если предположить, что $R_1=R_2$ и $R_3=R_{40}$, то вместо выражения (5.15) получим

$$\sqrt{P_г}=\frac{u}{4}\frac{\varepsilon}{\sqrt{2}\sqrt{R_1+R_{40}}}. \tag{5.16}$$

Отсюда следует, что при заданном R_{40} сопротивление R_1 (а следовательно, и R_2) необходимо уменьшить до возможного предела. На практике не удается уменьшить сопротивление R_1 до значения, меньшего R_{40}, так как начинают сказываться другие факторы (нагрев сопротивлений плеч мостика, потребная мощность источника тока и др.). Например, в термометрах сопротивления для уменьшения погрешности от нагрева измерительного плеча протекающим по нему током выбирают $R_1\gg R_{40}$.

В том случае, когда $R_1=R_3$ и $R_2=R_{40}$, выражение (5. 15) примет вид

$$\sqrt{P_г}=\frac{u}{2\sqrt{2}}\frac{\varepsilon\sqrt{R_1R_{40}}}{(R_1+R_{40})^{3/2}} \qquad (5.17)$$

или

$$P_г=\frac{\varepsilon^2u^2}{8}\frac{R_1R_{40}}{(R_1+R_{40})^3}. \qquad (5.17')$$

Максимум этого выражения по R_1 будет при

$$R_1=\frac{R_{40}}{2}. \qquad (5.18)$$

В этом случае сопротивление гальванометра согласно выражению (5. 13)

$$R_г=\frac{3}{2}R_{40}, \qquad (5.19)$$

а мощность

$$P_г=\frac{\varepsilon^2u^2}{54R_{40}}. \qquad (5.20)$$

Сравнивая выражения (5. 16) и (5. 20), можно указать, что мостиковая схема при $R_1=R_2$ и $R_3=R_{40}$ имеет преимущество перед схемой с $R_1=R_3$ и $R_2=R_{40}$ только при условии $R_1\to 0$. Поскольку удовлетворить этому условию нельзя, то при конечных значениях сопротивления R_1 преимущество этой схемы перед второй схемой практически отсутствует.

Одной из важных характеристик прибора, помимо чувствительности, является характер шкалы, т. е. вид зависимости $i_г=f(\varepsilon)$.

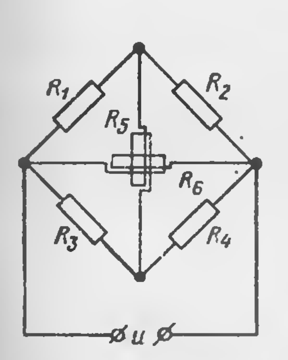
Для схемы с $R_1=R_2$ и $R_3=R_{40}$ сила тока в гальванометре, как это следует из формулы (5. 9),

$$i_г=\frac{u}{4}\frac{\varepsilon}{R_г+\frac{R_1}{2}+\frac{(1+\varepsilon)R_{40}}{2+\varepsilon}}. \qquad (5.21)$$

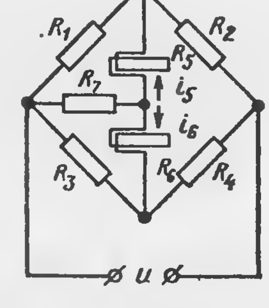
Отсюда следует, что для линейности шкалы сопротивление R_1 должно быть возможно бо́льшим. Это противоречит требованию максимальной чувствительности, так как в этом случае должно быть $R_1\to 0$. Следовательно, при максимальной чувствительности прибора нелинейность его шкалы может быть недопустимо большой.

Можно показать (на этом мы останавливаться не будем), что если в мостиковой схеме два соседних плеча являются измерительными, то нелинейность шкалы прибора будет меньше, чем в случае одного измерительного плеча; при этом чувствительность схемы возрастает в два раза. В случае, если плечи мостика выбраны из условий, что $R_1=R_3$ и $R_2=R_4$, причем измерительными являются сопротивления R_2 и R_4, то зависимость $i_г=f(\varepsilon)$ получается линейной.

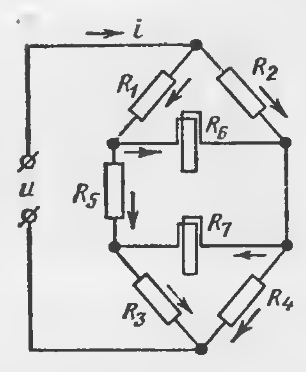
В авиационных приборах, содержащих мостиковые схемы, возникают температурные погрешности вследствие влияния температуры окружающей среды на параметры гальванометра, как-то: сопротивление рамки, магнитную индукцию и др. Для компенсации этих погрешностей применяются различные компенсационные устройства, чаще всего добавочные сопротивления с нулевым или отрицательным температурным коэффициентом, включаемые последовательно с рамкой гальванометра. При этом удается понизить температурный коэффициент прибора до допустимых значений путем снижения его чувствительности.



Фиг. 5. 8. Схема мостика с логометром.



Фиг. 5. 9. Схема мостика с логометром.



Фиг. 5. 10. Схема двойного мостика с логометром.

Из приведенных соображений ясно, что от условий наибольшей чувствительности нередко приходится отказываться, чтобы удовлетворить другим требованиям, предъявляемым к прибору. Положение, однако, облегчается тем, что кривая чувствительности по параметрам схемы не имеет острого экстремума, поэтому отступление от условий экстремума не приводит к большому снижению чувствительности.

Рассмотрим теперь мостиковые схемы с логометрическим указателем, приведенные на фиг. 5. 8, 5. 9 и 5. 10. Схемы фиг. 5. 9 и 5. 10 имеют преимущества перед схемой фиг. 5. 8 в отношении чувствительности, так как в них оба тока изменяются в противоположных направлениях.

На схеме фиг. 5. 9 приняты следующие обозначения: R_1, R_2, R_3 и R_4 — сопротивления плеч мостика, причем последнее плечо — измерительное; R_5 и R_6 — сопротивления рамок логометра; R_7 — сопротивление полудиагонали.

В гл. III было показано, что отклонение подвижной системы логометра является функцией отношения сил токов в рамках, т. е.

$$\alpha_р=f\left(\frac{i_5}{i_6}\right). \qquad (5.22)$$

Но отношение токов зависит от сопротивлений схемы. Легко показать, что отношение токов в рамках будет (полагаем $R_5=R_6$)

$$\frac{i_5}{i_6}=\frac{R_3[R_1(R_5+R_2)+R_2(R_5+R_7)]-R_1R_4R_7}{R_1R_3(R_5+R_4)+R_1R_4(R_5+R_7)-R_2R_3R_7}. \quad (5.23)$$

Полагая сопротивления R_1 и R_3 равными, т. е. $R_1=R_3=R$, получим

$$\frac{i_5}{i_6}=\frac{RR_5-R_4R_7+R_2(R_5+R_7+R)}{RR_5-R_2R_7+R_4(R_5+R_7+R)}. \quad (5.24)$$

По формуле (5.24) при заданных сопротивлениях мостика можно найти отношения сил токов в рамках логометра, а следовательно, и угол α_p отклонения подвижной системы.

В приборах с логометрическими указателями сопротивление полудиагонали R_7 (см. фиг. 5.9) обычно выбирают из условия компенсации температурных погрешностей, вызванных влиянием температуры θ окружающей среды на рамки логометра. Для этого сопротивление R_7 выполняется из двух частей

$$R_7=R'+R_\theta,$$

где R' — сопротивление с нулевым температурным коэффициентом;
R_θ — сопротивление с положительным температурным коэффициентом, например медное.

Выберем величину сопротивления R_θ из условия независимости отношения токов (5.24) от температуры окружающей среды θ. Для этого положим, что сопротивления рамок R_5 и полудиагонали R_θ зависят от температуры окружающей среды

$$\left.\begin{aligned} R_5&=R_{50}(1+\alpha\theta);\\ R_\theta&=R_0(1+\alpha\theta), \end{aligned}\right\} \quad (5.25)$$

где α — температурный коэффициент сопротивлений.

Подставляя выражение (5.25) в (5.24) и считая, что остальные сопротивления не зависят от окружающей температуры, получим

$$\frac{i_5}{i_6}=\frac{A_1+B_1\alpha\theta}{A_2+B_2\alpha\theta}, \quad (5.26)$$

где

$$\left.\begin{aligned} A_1&=R_{50}(R+R_2)+R_{70}(R_2-R_4)+RR_2;\\ A_2&=R_{50}(R+R_4)+R_{70}(R_4-R_2)+RR_4;\\ B_1&=R_{50}(R+R_2)+R_0(R_2-R_4);\\ B_2&=R_{50}(R+R_4)+R_0(R_4-R_2). \end{aligned}\right| \quad (5.27)$$

Если параметры мостика выбрать из условия

$$\frac{A_1}{A_2}=\frac{B_1}{B_2}, \quad (5.28)$$

то отношение токов i_5/i_6 не будет зависеть от окружающей температуры θ. В самом деле, исключая, например, B_1 из формулы (5.26), при помощи соотношения (5.28) получим

$$\frac{i_5}{i_6}=\frac{A_1}{A_2}. \quad (5.29)$$

Раскроем соотношение (5.28). Для этого вместо A_1, A_2, B_1 и B_2 подставим их значения из выражений (5.27). Выполнив преобразования, найдем

$$R_\theta=\frac{R_{50}[R^2+(R'+R_0)(2R+R_2+R_4)]}{R(R_2+R_4)}. \quad (5.30)$$

Отсюда следует, что полная температурная компенсация [т. е. точное удовлетворение условию (5.28)] возможна только тогда, когда сумма сопротивлений R_2+R_4 постоянна, т. е. когда сопротивления R_2 и R_4 изменяются взаимно.

В схеме двойного мостика (фиг. 5.10) рамки логометра с одной стороны соединяются вместе, а с другой — через сопротивление R_5.

Если условно считать, что одна из рамок отсутствует, то для второй рамки при условиях $R_1=R_3$ и $R_2=R_4$ мостик оказывается разбалансированным (вследствие того, что $R_5\neq 0$) в одну сторону, а для первой при отсутствии второй — в другую сторону. Это обстоятельство позволяет повысить чувствительность измерительной схемы.

Соотношения для двойного мостика являются чрезвычайно громоздкими, поэтому приводить их не будем. Выбор параметров подобных схем можно производить графическим методом.

Как уже было отмечено, применение аналитических соотношений для выбора параметров мостиковых схем связано с громоздкими вычислениями. Изложим простой графический метод, который позволяет быстро определять все параметры сложных электрических схем, в том числе и мостиковых.

Обратимся к мостиковой схеме с гальванометром в качестве указателя (фиг. 5.11). Кроме обозначений, принятых на фиг. 5.6, введем следующие:

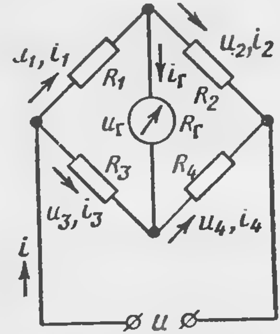
i_1, i_2, i_3 и i_4 — силы токов в плечах мостика;
i — сила общего тока питания мостика;
u_1, u_2, u_3 и u_4 — падения напряжений в плечах мостика;
u_r — падение напряжения на сопротивлении рамки.

Если направления сил токов принять такими, как указано на схеме фиг. 5. 11, то можно написать следующую систему уравнений Кирхгофа:

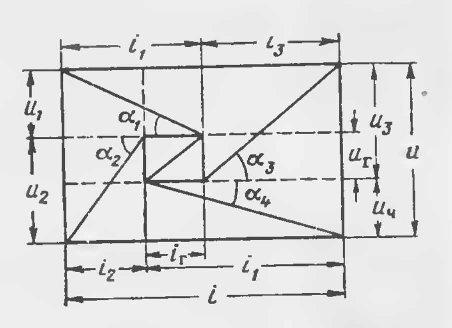
$$\left.\begin{aligned} &i = i_1 + i_3 = i_2 + i_4; \quad && u = u_1 + u_2 = u_3 + u_4; \\ &i_1 = i_2 + i_г; && u_3 = u_1 + u_г; \\ &i_4 = i_3 + i_г; && u_2 = u_4 + u_г. \end{aligned}\right\} \qquad (5.31)$$

Напомним, что

$$R_1 = \frac{u_1}{i_1}; \quad R_2 = \frac{u_2}{i_2}; \quad R_3 = \frac{u_3}{i_3}; \quad R_4 = \frac{u_4}{i_4}; \quad R_г = \frac{u_г}{i_г}; \quad R = \frac{u}{i}.$$



Фиг. 5. 11. Схема мостика с гальванометром.



Фиг. 5. 12. Графическое определение параметров мостика.

Примем сопротивления R_1, R_2,... равными тангенсам углов α_1, α_2,..., т. е. положим, что

$$\operatorname{tg} \alpha_1 = R_1; \quad \operatorname{tg} \alpha_2 = R_2, \ . \ . \ . \qquad (5.32)$$

Теперь построим прямоугольник с отношением сторон

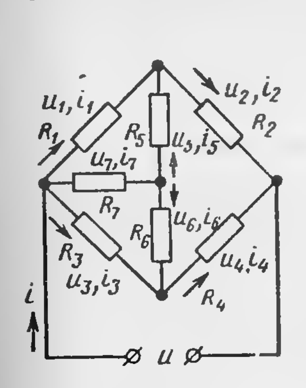
$$\frac{a}{b} = \frac{u_г}{i_г} = R_г \qquad (5.33)$$

в масштабе, известном для u и i, и проведем из его вершин прямые под углами α_1, α_2, α_3 и α_4, равными соответственно $\alpha_1 = \operatorname{arc\,tg} R_1$, $\alpha_2 = \operatorname{arc\,tg} R_2$ и т. д. (фиг. 5. 12). Если провести прямые, параллельные сторонам основного прямоугольника до пересечения с лучами, то получится прямоугольник, стороны которого в принятом масштабе, как это видно из фиг. 5. 12, удовлетворяют уравнениям (5. 31).

Из полученного прямоугольника, для построения которого необходимо знать сопротивления R_1, R_2, R_3, R_4 и $R_г$ и напряжение u питания, легко определяются все силы токов, падения напряжений на любом сопротивлении, мощности, рассеиваемые в каждом сопротивлении, входное сопротивление мостиковой схемы со стороны

зажимов питания и т. д. Так, например, мощности, рассеиваемые в сопротивлениях, равны площадям соответствующих прямоугольников, а входное сопротивление схемы равно тангенсу угла, образованного диагональю внешнего прямоугольника с его горизонтальной стороной.

Следует заметить, что в некоторых случаях для удобства построения масштабы для токов и напряжений можно брать различ-



Фиг. 5. 13. Схема мостика с логометром.

Фиг. 5. 14. Графическое определение параметров мостика.

ными. При этом углы α_1, α_2,... заменяются соответственно углами β_1, β_2, ..., определяемыми из соотношения

$$\operatorname{tg} \beta = \frac{ku}{i} = kR = k \operatorname{tg} \alpha,$$

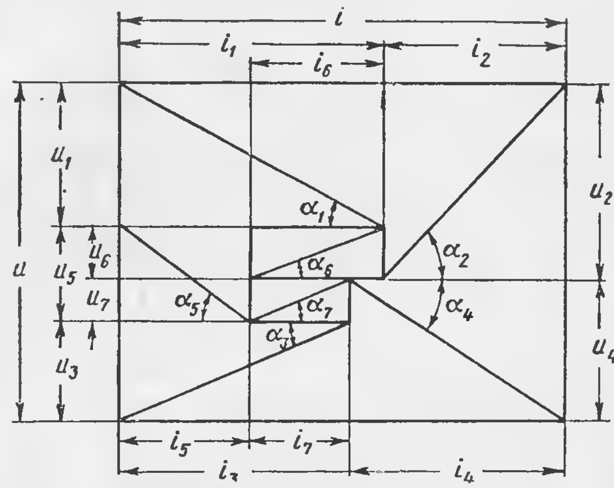
где k — отношение масштабов напряжений и токов.

Для схемы с логометром (фиг. 5. 13) при принятых направлениях токов получим систему уравнений

$$\left.\begin{aligned} &i = i_1 + i_3 + i_7 = i_2 + i_4; \\ &i_2 = i_1 + i_5; \\ &i_3 = i_4 + i_6; \\ &i_5 = i_7 - i_6; \\ &u = u_1 + u_2 = u_3 + u_4; \\ &u_1 = u_3 + u_5 - u_6 = u_5 + u_7; \\ &u_4 = u_2 + u_5 - u_6; \\ &u_7 = u_3 - u_6. \end{aligned}\right\} \qquad (5.34)$$

Само построение диаграммы состоит в следующем. Отложим отрезок прямой 5—7 и разделим его в отношении $a/b = i_5/i_6$ (фиг. 5. 14). Затем проведем лучи под углами α_5 и α_6, где $\operatorname{tg} \alpha_5 = R_5$, $\operatorname{tg} \alpha_6 = R_6$, и построим прямоугольники на сторонах a и b так, что-

бы отрезки лучей были их диагоналями. В результате получим два прямоугольника с основаниями a и b. Из вершин *1, 2, 3* и *4* полученных прямоугольников проводим лучи под углами α_1, α_2, α_3 и α_4, где $\operatorname{tg}\alpha_1 = R_1$ и т. д. Дальнейшее построение проводится аналогично, как и для схемы мостика с гальванометром, причем в результате получаем прямоугольник, отрезки на сторонах которого в определенном масштабе представляют токи i и напряжения u в элементах мостика. Легко видеть, что полученная диаграмма эквивалентна системе уравнений (5.34).



Фиг. 5. 15. Графическое определение параметров мостика.

В рассматриваемом случае неизвестным остается пока сопротивление полудиагонали R_7. Для определения этого сопротивления достаточно провести луч из вершины *7* в точку *5'*, при этом тангенс угла α_7 будет равен искомому сопротивлению, т. е. $\operatorname{tg}\alpha_7 = R_7$.

Построенная диаграмма позволяет определить и другие параметры мостиковой схемы, а именно: входное сопротивление мостика, равное тангенсу угла α, образованного диагональю внешнего прямоугольника с горизонталью; мощности, рассеиваемые в каждом сопротивлении, равные площадям соответствующих прямоугольников; силы токов в элементах и т. д.

Для двойного мостика фиг. 5. 10 можно построить аналогичную диаграмму. Составим уравнения

$$\left.\begin{aligned} &u = u_1 + u_3 + u_5 = u_2 + u_4;\\ &u_1 + u_6 = u_2, \quad u_7 + u_3 = u_4;\\ &u_5 = u_6 + u_7;\\ &i = i_1 + i_2 = i_3 + i_4;\\ &i_1 = i_5 + i_6; \quad i_5 + i_7 = i_3. \end{aligned}\right\} \qquad (5.35)$$

Произведя построение, аналогичное указанному выше, получим диаграмму, приведенную на фиг. 5. 15. Задаваясь некоторыми из параметров схемы, можно получить другие неизвестные параметры.

Рассмотренный графический метод с успехом применяется при расчете мостиковых схем, в которых изменяется один или несколько элементов. Точность метода достаточно высокая, так как диаграмма состоит из отрезков прямых линий. Этот метод позволяет просто и быстро определять параметры мостиковых схем.

4. Мостиковые схемы переменного тока

Рассмотрим некоторые соотношения для мостиковых схем переменного тока. Следует отметить, что полученные выше выводы для мостиков постоянного тока целиком справедливы для мостиков переменного тока, состоящих из чисто активных элементов. Эти выводы останутся справедливыми и в общем случае, если в полученных выражениях активные сопротивления заменить полными сопротивлениями. Выбор оптимальных параметров мостиковых схем переменного тока затруднителен, так как приходится иметь дело с комплексными выражениями.

Возьмем мостиковую схему, состоящую из комплексных сопротивлений Z_1, Z_2, Z_3 и Z_4 (фиг. 5. 6 при условии замены R сопротивлением Z), в измерительной диагонали которой включен прибор с внутренним сопротивлением $Z_г$. Предположим для простоты, что $Z_1 = Z_2$, $Z_3 = Z_4$, а сопротивление датчика Z_1 изменяется на величину ΔZ_1, причем $\Delta Z_1 \ll Z_1$. Для определения силы тока в приборе можно воспользоваться формулой (5. 8), которая для мостика переменного тока примет вид

$$\bar{i}_г = \bar{u}\,\frac{\dfrac{Z_1}{Z_1+Z_2} - \dfrac{Z_3}{Z_3+Z_4}}{Z_г + \dfrac{Z_1 Z_2}{Z_1+Z_2} + \dfrac{Z_3 Z_4}{Z_3+Z_4}}.$$

Заменяя здесь Z_1 сопротивлением $Z_1 + \Delta Z_1$ и пренебрегая приращением ΔZ_1 в знаменателе, получим

$$\bar{i}_г = \bar{u}\,\frac{\bar{\varepsilon}}{2Z_1 + 2Z_4 + 4Z_г}, \qquad (5.36)$$

где $i_г$, u, $\varepsilon = \Delta Z_1 / Z_1$ — комплексные величины.

Если вместо комплексных величин взять модули, то получим

$$i_г = \frac{\varepsilon u}{2\sqrt{(R_1 + R_4 + 2R_г)^2 + (X_1 + X_4 + 2X_г)^2}}. \qquad (5.36')$$

Мощность, выделяемая в измерительной диагонали, будет

$$P_г = R_г i_г^2 = \frac{R_г \varepsilon^2 u^2}{4\left[(R_1 + R_4 + 2R_г)^2 + (X_1 + X_4 + 2X_г)^2\right]}. \qquad (5.37)$$

Максимальная мощность в измерителе выделяется тогда, когда его сопротивление $R_г$ равно входному сопротивлению мостика со стороны измерительной диагонали, т. е.

$$R_г = \frac{1}{2}\sqrt{(R_1 + R_4)^2 + (X_1 + X_4)^2}. \qquad (5.38)$$

Если подставить значение $R_г$ из выражения (5.38) в (5.37), то получим максимальное значение мощности $P_г$ для заданных сопротивлений Z_1 и Z_4.

В том случае, когда в качестве измерителя применяется прибор с большим внутренним сопротивлением, характеристикой схемы вместо силы тока в измерительной диагонали является напряжение

$$\bar{u}_г = \bar{u}\frac{\Delta Z_1 Z_4}{(Z_1 + Z_2)(Z_3 + Z_4)}. \qquad (5.39)$$

Воспользовавшись прежними предположениями, что $Z_1 = Z_2$ и $Z_3 = Z_4$, получим

$$\bar{u}_г = \frac{1}{4}\varepsilon \bar{u}, \qquad (5.40)$$

где $\varepsilon = \frac{\Delta Z_1}{Z_1}$. При этом оказывается, что выражение (5.40) характеризует максимальную чувствительность схемы к напряжению. Напряжение на измерительной диагонали зависит только от величины разбаланса мостика и совсем не зависит от его параметров.

Расчет мостиков переменного тока упрощается в том случае, когда все или симметрично расположенные по отношению к измерительной диагонали элементы схемы являются активными или реактивными.

5. Компенсационные схемы

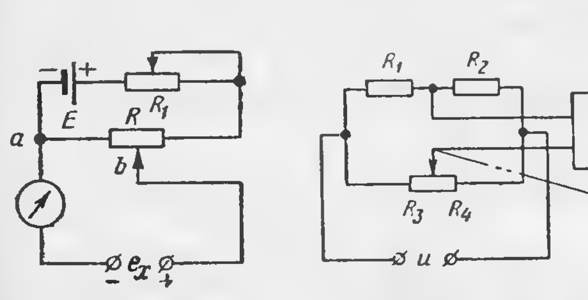
Известно, что компенсационный метод измерения дает более точные результаты, чем метод отклонения, поэтому этот метод находит применение в тех случаях, когда значительные погрешности в авиационных приборах недопустимы. В автоматических устройствах компенсационный метод, помимо большой точности, обеспечивает получение сигналов управления простыми средствами. Рассмотрим некоторые измерительные схемы, применяемые при компенсационных измерениях и называемые *компенсационными схемами.*

Компенсационные схемы бывают с ручным и автоматическим уравновешиванием, причем в авиационном приборостроении, где требуется автоматичность измерения и отсчета, первые схемы почти не применяются. Ручное или автоматическое уравновешивание сводится к изменению параметра (или параметров) схемы таким образом, чтобы выходной сигнал обратился в нуль.

Простейшая идея устройства компенсационной схемы показана на фиг. 5.16. В цепи, состоящей из эталонной батареи E и сопротивлений R_1 и R (последнее сопротивление часто представляет собой реохорд), протекает ток i. На сопротивлении R происходит падение напряжения, равное $u = Ri$. Меняя положение точки b (определяющей положение движения) на сопротивлении R, можно снимать любую часть этого падения напряжения. Если к точкам a и b присоединить через гальванометр неизвестное напряжение e_x, то при

$$e_x = Ri \qquad (5.41)$$

сила тока i в гальванометре будет равна нулю. Очевидно, что если напряжение e_x изменяется, то перемещением точки b можно всякий раз добиться нового равенства типа (5.41).



Фиг. 5.16. Компенсационная схема.

Фиг. 5.17. Автокомпенсационная схема. *У*—усилитель, *ЭД*—электродвигатель.

Таким образом, по известному падению напряжения Ri можно найти e_x. Так как в момент выполнения равенства (5.41) сила тока i, определяемая сопротивлениями R_1 и R, остается постоянной, то величина e_x может быть измерена в единицах R или в единицах длины реохорда.

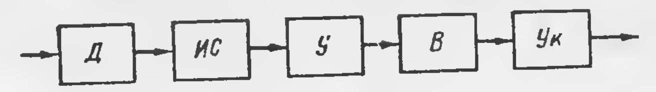
В качестве компенсационных схем, кроме простейшей, показанной на фиг. 5.16, применяются мостиковые и другие схемы.

Автоматическое уравновешивание схем осуществляется при помощи следящих систем с электродвигателями[1] (фиг. 5.17). В таких системах величина, пропорциональная разбалансу схемы, подается на усилитель, а затем на исполнительный механизм следящей системы, который, вращаясь, приводит схему к равновесному положению. Когда наступает равновесие мостика, вращение исполнительного механизма прекращается.

[1] Имеются также компенсационные схемы, в которых автоматическая компенсация достигается не только применением электродвигателя, но и других электрических устройств (приборов и др.).

6. Согласование параметров схем приборов

Выше было указано, что цепь прибора состоит из ряда однонаправленных звеньев, предназначенных для преобразования сигнала датчика в величину, удобную для воспроизведения в указателе. На фиг. 5. 18 в качестве примера приведена структурная схема прибора, в которой звено *Д* — датчик, *ИС* — измерительная



Фиг. 5. 18. Скелетная схема прибора.

схема, *У*—усилитель, *В*—выпрямитель, *Ук*—указатель. Каждое из звеньев прибора можно рассматривать как пассивный или активный четырехполюсник. Выполняя функции преобразования, звенья могут работать по-разному в зависимости от их параметров и от сочетания с другими звеньями. В общем случае эффективность преобразования звена, оцениваемая отношением выходной величины к входной, определяется не только параметрами звена, но и его сочетанием с другими звеньями.

Очевидно, что выбор параметров звеньев следует производить из условия наибольшей эффективности преобразования, выполняемого каждым звеном.

В общем случае звено *Д* цепочки на фиг. 5. 18 выполняет функции генератора электрической энергии, так как в нем неэлектрическая энергия преобразуется в электрическую. Последнее звено *Ук* служит обычно для преобразования электрической энергии в механическую или световую, поэтому может быть названо двигателем.

Фиг. 5. 19. Схема четырехполюсника.

Любой линейный четырехполюсник, в том числе и входящий в качестве элемента в прибор, может быть охарактеризован четырьмя независимыми параметрами. В качестве таких параметров можно взять коэффициенты пропорциональности между входными и выходными напряжениями и токами (фиг. 5. 19)

$$\left.\begin{aligned} u_1 &= Au_2 + Bi_2; \\ i_1 &= Cu_2 + Di_2, \end{aligned}\right\} \qquad (5.42)$$

где u_1 и i_1 — напряжение и сила тока на входе четырехполюсника; u_2 и i_2 — напряжение и сила тока на выходе четырехполюсника.

В общем случае напряжения и силы токов являются комплексными величинами. Комплексные величины *A*, *B*, *C* и *D* зависят только от внутренней структуры четырехполюсника.

Для пассивных четырехполюсников, т. е. четырехполюсников, не содержащих источников э. д. с., между коэффициентами *A*, *B*, *C* и *D* существует соотношение

$$AD - BC = 1. \qquad (5.43)$$

Следовательно, в пассивном четырехполюснике вместо четырех независимых параметров имеются только три.

Вместо коэффициентов *A*, *B*, *C* и *D* целесообразно ввести другие параметры, непосредственно отражающие физический смысл процессов в четырехполюснике. К числу таких параметров относятся: качество четырехполюсника, постоянная согласования и эффективность преобразования.

Качеством четырехполюсника k называется отношение сопротивления холостого хода $Z_{x.x}$ к сопротивлению короткого замыкания $Z_{к.з}$ со стороны выхода, т. е.

$$k = \frac{Z_{x.x}}{Z_{к.з}}. \qquad (5.44)$$

Так как $Z_{x.x} = u_2/i_2$ при $i_1 = 0$, то из уравнений (5. 42) находим

$$Z_{x.x} = -\frac{D}{C}. \qquad (5.45)$$

Аналогично

$$Z_{к.з} = \frac{u_2}{i_2} \quad \text{при} \quad u_1 = 0$$

или

$$Z_{к.з} = -\frac{B}{A}. \qquad (5.46)$$

Разделив выражение (5. 45) на (5. 46), получим выражение для качества четырехполюсника

$$k = \frac{AD}{BC}. \qquad (5.47)$$

Прежде чем дать определение постоянной согласования, введем понятие характеристического сопротивления четырехполюсника. *Характеристическим сопротивлением* называется величина

$$Z_{хар} = \sqrt{Z_{x.x} Z_{к.з}}. \qquad (5.48)$$

Пользуясь выражениями (5. 45) и (5. 46), получим вместо выражения (5. 48)

$$Z_{хар} = \sqrt{\frac{DB}{AC}}. \qquad (5.49)$$

Постоянной согласования a называется отношение сопротивления нагрузки Z_2 к характеристическому сопротивлению $Z_{хар}$, т. е.

$$a = \frac{Z_2}{Z_{хар}}. \qquad (5.50)$$

Эта величина характеризует степень согласования сопротивления нагрузки и сопротивления четырехполюсника, причем если $a=1$, то имеет место полное согласование. Если трактовать четырехполюсник как источник энергии, то условие $a=1$ можно рассматривать как требование равенства внутреннего сопротивления источника сопротивлению нагрузки.

В приборах находят применение два типа четырехполюсников: четырехполюсники, преобразующие энергию, и четырехполюсники, преобразующие параметр. К первым относятся трансформаторы, усилители, передающие устройства и др., а ко вторым—все датчики и указатели.

Для четырехполюсников, преобразующих энергию, *эффективность преобразования* ξ равна отношению мощностей на выходе и входе, т. е.

$$\xi = \frac{P_2}{P_1}, \qquad (5.51)$$

где P_1 и P_2—кажущиеся мощности на входе и выходе четырехполюсника. Легко видеть, что

$$P_1 = |u_1 i_1| \quad и \quad P_2 = |u_2 i_2|.$$

Определим $P_1 = |u_1 i_1|$. Для этого, умножив первое уравнение на второе в выражении (5.42), получим

$$u_1 i_1 = ACu_2^2 + BDi_2^2 + (AD + BC)\, u_2 i_2.$$

Так как $u_2 = Z_2 i_2$, где Z_2—сопротивление нагрузки, то

$$u_1 i_1 = \left(ACZ_2 + \frac{BD}{Z_2} + AD + BC\right) u_2 i_2.$$

Если воспользоваться выражениями (5.47) и (5.50), то получим

$$u_1 i_1 = \left[1 + k + \sqrt{k}\left(a + \frac{1}{a}\right)\right] BC u_2 i_2$$

или

$$\frac{u_2 i_2}{u_1 i_1} = \frac{1}{BC\left[1 + k + \sqrt{k}\left(a + \frac{1}{a}\right)\right]}. \qquad (5.52)$$

В случае пассивных четырехполюсников выражение (5.52) упрощается, так как на основании выражения (5.43)

$$\frac{1}{BC} = k - 1,$$

поэтому

$$\xi = \frac{P_2}{P_1} = \frac{|i_2 u_2|}{|i_1 u_1|} = \left|\frac{k-1}{1 + k + \sqrt{k}\left(a + \frac{1}{a}\right)}\right|. \qquad (5.53)$$

Для четырехполюсников, преобразующих параметр, эффективность преобразования

$$\xi = \frac{\frac{\Delta Z_1}{Z_1}}{\frac{\Delta Z_2}{Z_2}},$$

где $\frac{\Delta Z_2}{Z_2}$ — относительное изменение сопротивления нагрузки и $\Delta Z_1/Z_1$ — относительное изменение сопротивления при изменении $\Delta Z_2/Z_1$.

Разделив в выражении (5.42) первое уравнение на второе, найдем

$$Z_1 = \frac{u_1}{i_1} = \frac{AZ_2 + B}{CZ_2 + D}, \qquad (5.54)$$

где

$$Z_2 = \frac{u_2}{i_2}.$$

Взяв в формуле (5.54) приращение ΔZ_1 по ΔZ_2, получим

$$\frac{\Delta Z_1}{\Delta Z_2} = \frac{A(CZ_2 + D) - C(AZ_2 + B)}{(CZ_2 + D)^2}. \qquad (5.55)$$

Если воспользоваться выражением (5.54), то соотношение (5.55) может принять вид

$$\frac{\Delta Z_1}{Z_1} = \left(\frac{AZ_2}{AZ_2 + B} - \frac{CZ_2}{CZ_2 + D}\right) \frac{\Delta Z_2}{Z_2}, \qquad (5.55')$$

или

$$\xi = \frac{k-1}{1 + k + \sqrt{k}\left(a + \frac{1}{a}\right)}. \qquad (5.56)$$

Отсюда следует, что для пассивных четырехполюсников эффективность преобразования мощности и параметра имеет один и тот же вид.

Из соотношения (5.56) видно, что эффективность преобразования ξ наибольшая при $a=1$, т. е. когда сопротивления нагрузки и четырехполюсника согласованы.

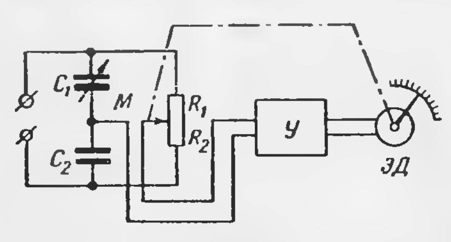
Глава VI

СЛЕДЯЩИЕ СИСТЕМЫ, ПРИМЕНЯЕМЫЕ В ПРИБОРОСТРОЕНИИ

1. Общие сведения

Во многих авиационных приборах применяются следящие системы, служащие для отработки сигналов рассогласования, которые представляют собой разность между требуемым и действительным значениями сигналов.

В системах измерения, основанных на использовании нулевых методов, автоматизация измерения обычно осуществляется посредством следящих систем. При этом следящая система осуществляет непрерывное сравнение измеряемой и уравновешивающей (компенсирующей) величин и воспроизводит измеряемую величину в принятых единицах измерения.



Фиг. 6. 1. Принципиальная схема следящей системы.

М—мостиковая схема. *У*—усилитель. *ЭД*—электродвигатель.

В случае применения следящих систем для передачи движения они осуществляют свою работу таким образом, что выходная величина с достаточной точностью воспроизводит входную величину.

Принцип действия следящей системы можно уяснить из схемы фиг. 6. 1. В этой схеме напряжение, снимаемое с измерительного мостика, поступает на усилитель *У*, а после усиления на электродвигатель *ЭД*, который вращается в таком направлении, чтобы привести мостиковую схему через обратную связь в равновесие. Переменными элементами в мостиковой схеме являются емкость C_1 и сопротивления R_1 и R_2. Изменение емкости осуществляется посредством сигнала пропорционально измеряемой величине. Таким образом, каждому значению емкости C_1 будет соответствовать вполне определенное положение выходной оси электродвигателя. Обычно с осью электродвигателя связана стрелка, которая в принятых единицах измерения отмечает значения измеряемой величины.

Основными характеристиками следящей системы являются:

1) быстродействие следящей системы, оцениваемое временем переходного процесса;

2) величина минимального рассогласования, при котором следящая система начинает срабатывать. Эта величина характеризует чувствительность следящей системы;

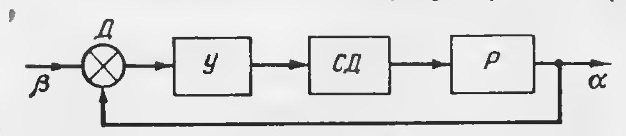
3) качество переходного процесса, оцениваемое величинами статических и динамических ошибок.

Так как следящие системы являются частным случаем замкнутых систем автоматического управления, то для их исследования можно воспользоваться теорией автоматического регулирования. Следует заметить, что во многих случаях применяемые в измерительных устройствах следящие системы работают в режиме, близком к статическому, поэтому вопросы динамики таких систем не являются основными.

В настоящей главе будут рассмотрены некоторые вопросы теории пропорциональных и релейных следящих систем.

2. Основные уравнения

Для вывода уравнений движения следящей системы рассмотрим схему фиг. 6. 2. В этой схеме входная величина β посредством следящей системы, состоящей из датчика сигналов рассогласования *Д*, усилителя *У*, серводвигателя *СД* и редуктора *Р*, отрабатывается



Фиг. 6. 2. Скелетная схема следящей системы.

Д—датчик. *У*—усилитель. *СД*—серводвигатель. *Р*—редуктор.

в виде выходной величины α. В общем случае величины β и α не равны друг другу. Разность этих величин

$$\theta = \beta - \alpha \qquad (6.\ 1)$$

называется сигналом *рассогласования*. Роль следящей системы сводится к тому, чтобы свести сигнал рассогласования θ к нулю.

Сигнал рассогласования образуется в датчике и выдается им в виде напряжения. Этот сигнал поступает на усилитель, на выходе которого получаем напряжение

$$u = k_д k_у \theta, \qquad (6.\ 2)$$

где $k_д$ и $k_у$—коэффициенты усиления датчика и усилителя. При этом усилитель предполагается безынерционным.

Предположим, что в качестве серводвигателя используется электродвигатель. Вращающий момент $M_{вр}$ электродвигателя является функцией питающего напряжения и зависит, кроме того, от противоэлектродвижущей силы. Следовательно, можно написать, что

$$M_{вр} = f(u) - c\frac{d\alpha}{dt}, \tag{6.3}$$

где $f(u)$ — вращающий момент электродвигателя при нулевой скорости вращения;

$c\frac{d\alpha}{dt}$ — составляющая вращающего момента, вызванная противоэлектродвижущей силой;

α — угол поворота выходного вала редуктора.

К этому же валу следует привести момент инерции двигателя.

Для получения уравнения движения сервопривода необходимо к вращающему моменту $M_{вр}$ прибавить моменты инерционных сил $J\frac{d^2\alpha}{dt^2}$ и сопротивления M_c, а полученную сумму приравнять нулю. Получим

$$J\frac{d^2\alpha}{dt^2} + c\frac{d\alpha}{dt} = f(u) + M_c, \tag{6.4}$$

где J — приведенный к выходному валу редуктора момент инерции вращающихся частей;

M_c — момент сопротивления.

В дальнейшем в моменте M_c будем учитывать только составляющую, вызванную сухим трением, т. е. $\pm M_{тр}$.

Следовательно, поведение следящей системы описывается уравнениями (6.1), (6.2) и (6.4). Для решения этих уравнений необходимо знать функцию $f(u)$, вид которой определяется типом электродвигателя и характеристиками усилительного устройства.

Наибольшее распространение получили следящие системы, в которых функция $f(u)$ может быть аппроксимирована линейной характеристикой (фиг. 6.3, *а*), релейной характеристикой (фиг. 6.3, *б*) или комбинацией этих характеристик (фиг. 6.3, *в*).

В зависимости от вида функции $f(u)$ следящие системы можно разделить на *пропорциональные*, имеющие линейную характеристику, и *релейные*, имеющие релейную характеристику.

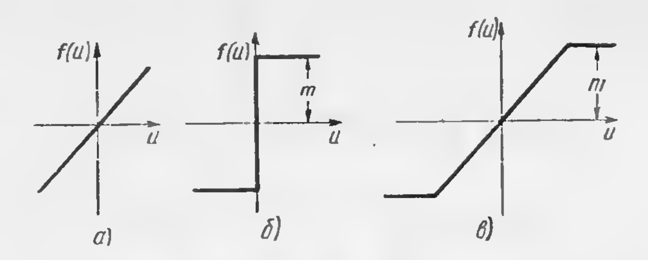
В случае пропорциональных следящих систем характеристику $f(u)$ можно линеаризовать, полагая

$$f(u) = k_э k_р u, \tag{6.5}$$

где $k_э$ и $k_р$—коэффициенты усиления (передаточные числа) электродвигателя и редуктора.

Аналитическое выражение для релейной характеристики (фиг. 6.3, *б*) можно представить в виде

$$f(u) = \begin{cases} m & \text{при } u \geqslant 0 \\ -m & \text{при } u \leqslant 0 \end{cases} \tag{6.5'}$$



Фиг. 6.3. Характеристики следящей системы.

3. Пропорциональные следящие системы

Проведем исследование пропорциональной следящей системы, для чего воспользуемся уравнениями (6.1)—(6.5). Исключая из этих уравнений все переменные, кроме α и β, получим

$$(p^2 + 2d\Omega p + \Omega^2)\alpha = \Omega^2\beta \pm \Omega^2\alpha_{тр}, \tag{6.6}$$

где

$$2d = \frac{c}{\sqrt{kJ}}; \quad \Omega^2 = \frac{k}{J};$$

$$k = k_д k_у k_э k_р; \quad \alpha_{тр} = \frac{M_{тр}}{k}; \quad p = \frac{d}{dt}.$$

Рассмотрим сначала случай, когда $\beta = 0$, т. е. предположим, что входной сигнал β отсутствует. Статическая погрешность системы будет

$$\alpha_{ст} = \pm\alpha_{тр}, \tag{6.7}$$

т. е. статическая погрешность $\alpha_{ст}$ равна двойному углу трения $\alpha_{тр}$. Так как $\alpha_{тр} = M_{тр}/k$, то легко понять, что чем больше коэффициент k усиления системы, тем меньше статическая погрешность $\alpha_{ст}$. Для уменьшения статической погрешности необходимо также уменьшать постоянную часть момента сопротивления M_c, например момент трения $M_{тр}$.

Рассмотрим поведение следящей системы при различных законах изменения входного сигнала β. При этом для простоты положим $\alpha_{тр} = 0$.

Наибольший практический интерес представляют случаи, когда входной сигнал β изменяется скачком (единичная функция времени) или нарастает пропорционально времени t с постоянной скоростью $\dot{\beta}_0$, т. е. $\beta = \dot{\beta}_0 t$.

Начнем рассмотрение со случая, когда входной сигнал является единичной функцией времени.

Если предположить, что корни характеристического уравнения

$$p^2+2d\Omega p+\Omega^2=0, \qquad (6.8)$$

соответствующего дифференциальному уравнению (6.6), комплексные с отрицательными вещественными частями, то решение уравнения (6.6) будет иметь вид

$$\alpha=\beta\left[1-\frac{1}{\sqrt{1-d^2}}e^{-d\Omega t}\sin\left(\sqrt{1-d^2}\,\Omega t+\psi\right)\right], \qquad (6.9)$$

где

$$\operatorname{tg}\psi=\frac{\sqrt{1-d^2}}{d}.$$

Выражение (6.9), дающее зависимость выходного сигнала α в функции времени t, характеризует переходный процесс системы, который является затухающим колебательным. Колебательность процесса и частота затухающих колебаний определяются параметрами d и Ω.

Наилучший переходный процесс[1] в смысле близости функции α и β будет в том случае, если $d=0{,}7$—$1{,}0$, а частота Ω имеет возможно большее значение. При этом чем больше частота Ω, тем меньше время переходного процесса $t_р$, что следует из соотношения

$$t_р=\frac{3\pi}{\Omega}. \qquad (6.10)$$

Таким образом, если известны требования, предъявляемые к качеству переходного процесса, то выбор параметров следящей системы можно производить исходя из этих требований. Для этого необходимо задать коэффициент затухания d и частоту Ω. Поскольку, как это видно из соотношений $d=c/2\sqrt{kJ}$, $\Omega=\sqrt{\frac{k}{J}}$, для определения одного параметра k (коэффициент усиления) имеются два уравнения, то задача не имеет однозначного решения. Для уменьшения времени переходного процесса $t_р$, как следует из выражения (6.10), необходимо увеличивать частоту Ω или, что все равно, коэффициент усиления k. Однако при этом будет уменьшаться коэффициент затухания, значения которого меньше 0,5 неприемлемы. Значение коэффициента усиления k необходимо выбирать таким, при котором коэффициент затухания лежит в пределах $d=0{,}7$—$1{,}0$.

К быстродействию следящих систем, применяемых в приборостроении, часто предъявляются невысокие требования, которым вполне удовлетворяют рассмотренные выше системы. Если по условиям

[1] См. гл. VII.

применения следящие системы должны быть быстродействующими, то их схемы приходится видоизменять посредством введения стабилизирующих устройств, о чем будет сказано ниже.

Предположим теперь, что входной сигнал β изменяется пропорционально времени, т. е. $\beta=\dot\beta_0 t$. Тогда уравнение (6.6) примет вид (полагаем, что $\alpha_{тр}=0$)

$$(p^2+2d\Omega p+\Omega^2)\,\alpha=\Omega^2\dot\beta_0 t. \qquad (6.11)$$

Найдем частное решение этого уравнения, полагая, что

$$\alpha_1=a+bt, \qquad (6.12)$$

где a и b — постоянные.

Подставляя уравнение (6.12) в (6.11), получим

$$b=\dot\beta_0,\quad a=-\frac{2d}{\Omega}\dot\beta_0.$$

Поскольку общее решение однородного уравнения имеет вид

$$\alpha_2=e^{-d\Omega t}(A\cos\nu t+B\sin\nu t), \qquad (6.13)$$

где $\nu=\sqrt{1-d^2}\,\Omega$, A и B — произвольные постоянные, то общее решение уравнения (6.11) можно представить в виде

$$\alpha=-\frac{2d}{\Omega}\dot\beta_0+\dot\beta_0 t+e^{-d\Omega t}(A\cos\nu t+B\sin\nu t). \qquad (6.14)$$

Следовательно, выражение для угла рассогласования, определяемого уравнением (6.1), примет вид

$$\theta=\frac{2d}{\Omega}\dot\beta_0-e^{-d\Omega t}(A\cos\nu t+B\sin\nu t). \qquad (6.15)$$

Если предположить, что при $t=0$ угол рассогласования и угловая скорость соответственно равны: $\theta=0$, $\dot\theta=\dot\beta_0$, то получим

$$\theta=\frac{2d}{\Omega}\dot\beta_0\left[1-e^{-d\Omega t}\left(\cos\nu t+\frac{2d^2-1}{2d\sqrt{1-d^2}}\sin\nu t\right)\right]. \qquad (6.16)$$

Выражение (6.16) представляет собой динамическую погрешность следящей системы. Эта погрешность состоит из двух частей — установившейся динамической погрешности

$$\theta_у=\frac{2d}{\Omega}\dot\beta_0 \qquad (6.17)$$

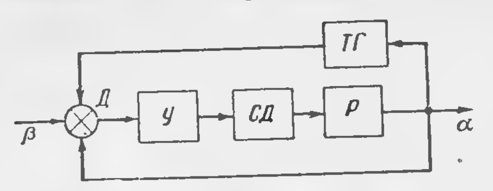
и переходной погрешности

$$\theta_п=-\frac{2d}{\Omega}\dot\beta_0 e^{-d\Omega t}\left(\cos\nu t+\frac{2d^2-1}{2d\sqrt{1-d^2}}\sin\nu t\right). \qquad (6.18)$$

Легко видеть, что эти погрешности тем меньше, чем больше собственная частота Ω системы. Другими словами, для уменьшения

динамических погрешностей следящей системы необходимо увеличивать коэффициент усиления k.

Выше было указано, что в рассмотренных схемах следящих систем возможность увеличения коэффициента усиления k для уменьшения погрешностей ограничена, так как система становится колебательной или вообще неустойчивой. Для увеличения запаса устойчивой следящей системы видоизменим ее схему путем добавления стабилизирующих устройств в виде тахогенераторов или других дифференцирующих элементов.



Фиг. 6. 4. Скелетная схема следящей системы с тахогенератором.

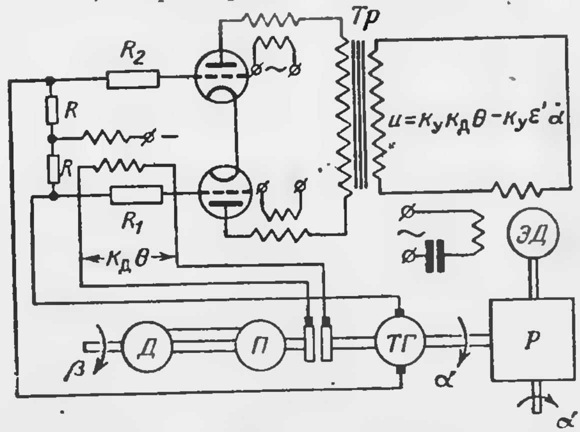
Д—датчик. У—усилитель. СД—серводвигатель. Р—редуктор. ТГ—тахогенератор.

На фиг. 6. 4 показана скелетная схема, а на фиг. 6. 5—принципиальная схема следящей системы с тахогенератором.

При введении сигнала по производной, получаемого от тахогенератора $TГ$, момент электродвигателя будет

$$f(u) = k_д k_у k_в k_р \theta - k_у k_э k_р \varepsilon' \dot{\alpha}, \qquad (6.19)$$

где ε' — постоянная, характеризующая свойства тахогенератора.



Фиг. 6. 5. Принципиальная схема следящей системы с тахогенератором.

Д—датчик. П—приемник. ЭД—электродвигатель. ТГ—тахогенератор. Р—редуктор.

Из уравнений (6. 1)—(6. 4) и (6. 19) получаем

$$(p^2 + 2d\Omega p + \Omega^2)\,\alpha = \Omega^2\beta \pm \Omega^2 x_{тр}, \qquad (6.20)$$

где

$$\Omega^2 = \frac{k}{J}; \quad 2d = \frac{c}{\sqrt{kJ}} + \frac{\varepsilon}{\sqrt{kJ}};$$

$$k = k_д k_у k_в k_р; \quad \varepsilon = k_у k_р k_в \varepsilon'.$$

Отсюда следует, что при указанном на схемах способе введения сигнала тахогенератора коэффициент затухания d возрастает, а частота Ω остается неизменной (точнее говоря, частота колебаний не зависит от параметра ε). Но введение сигнала тахогенератора позволяет повысить частоту колебаний системы без уменьшения коэффициента затухания. Происходит это потому, что в системе имеются два независимых параметра, которые можно изменять по желанию — это коэффициенты усиления следящей системы: по рассогласованию k и по производной ε.

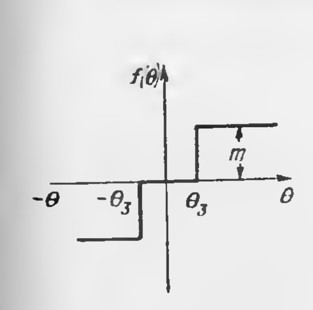
Если заданы величины d и Ω, которые выбираются из требований, предъявляемых к качеству переходного процесса, то коэффициенты усиления следящей системы можно найти из соотношений:

$$\left.\begin{aligned} k &= J\Omega^2, \\ \varepsilon &= 2dJ\Omega - c. \end{aligned}\right\} \qquad (6.21)$$

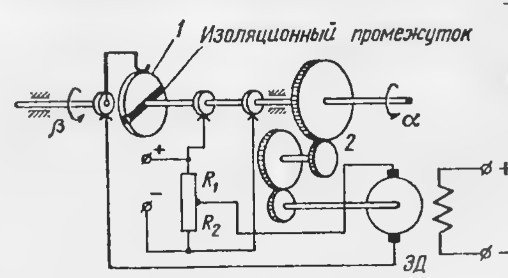
Поскольку уравнение (6. 20) по форме совпадает с уравнением (6. 6), то выражение для статической $\alpha_{ст}$ и установившейся динамической $\theta_у$ погрешностей останутся прежними. Так как коэффициент усиления при введении сигнала по производной ε может быть взят достаточно большим, то погрешности следящей системы могут быть снижены до допустимых пределов.

4. Релейные следящие системы

Релейные следящие системы в качестве усилительного элемента включают реле или контактный усилитель. При таком способе усиления сигнала зависимость момента электродвигателя от угла рас-



Фиг. 6. 6. Характеристика следящей системы.



Фиг. 6. 7. Кинематическая схема следящей системы.

1—следящий диск. 2—редуктор. ЭД—электродвигатель.

согласования является существенно нелинейной. Для релейных следящих систем характерным является наличие зоны нечувствительности в характеристике $f(\theta)$ (фиг. 6. 6), что обычно обусловлено изоляционным промежутком во включающем устройстве (фиг. 6. 7).

Для исследования динамики нелинейных (релейных) следящих систем можно воспользоваться двумя методами: методом гармонического баланса и методом фазовой плоскости.

Преимущество метода гармонического баланса, который является приближенным, состоит в том, что этот метод применим к нелинейным системам высокого порядка, тогда как точный метод фазовой плоскости нагляден и прост только для систем второго порядка.

Проведем сначала исследование релейной системы **методом гармонического баланса**. Для этого воспользуемся уравнениями (6. 1)—(6. 4), видоизменив их с учетом особенностей релейных следящих систем.

Следует заметить, что реле как усилитель обладает электрической и механической инерцией, что не всегда можно упускать из вида. Это обстоятельство приводит к тому, что реле срабатывает с запаздыванием. Учет этого запаздывания можно осуществить введением в уравнение усилителя (6. 2) множителя $\tau p+1$, в результате чего получим

$$(\tau p+1)u=k_д k_у \theta, \qquad (6.22)$$

где τ — постоянная времени, характеризующая запаздывание в срабатывании реле.

Релейные следящие системы часто используются для отработки угла, изменяющегося на постоянную величину β_0. В этом случае, рассмотрением которого и ограничимся, уравнение следящей системы после исключения всех переменных, кроме u, и в предположении, что $M_{тр}=0$, будет иметь вид

$$[Jp^2(\tau p+1)+c(\tau p+1)p]\,u+k_д k_у(u)=0$$

или

$$(a_0p^3+a_1p^2+a_2p)\,u+k_д k_у f(u)=0, \qquad (6.23)$$

где

$$a_0=\tau J;\ a_1=\tau c+J;\ a_2=c.$$

Релейные следящие системы характерны тем, что в них могут возникать автоколебательные режимы, которые являются нежелательными, за исключением некоторых специальных случаев. Установим, при каких условиях возможно возникновение автоколебаний. При наличии автоколебаний величина u будет являться периодической функцией времени. Предположим, что она изменяется по синусоидальному закону

$$u=\alpha_m \sin \nu t, \qquad (6.24)$$

где α_m— амплитуда, а ν — частота колебаний, подлежащие определению.

Если подставить предполагаемое решение (6. 24) в уравнение (6. 23), то последнее должно обратиться в тождество. Из тождественного обращения в нуль левой части уравнения (6. 23) можно определить амплитуду и частоту колебаний.

При подстановке выражения (6. 24) в (6. 23) получим член вида

$$f(u)=f(\alpha_m \sin \nu t),$$

который представляет собой периодическую функцию. Разложим эту функцию в ряд Фурье и ограничимся первым членом разложения, поскольку амплитуды высоких гармоник малы. Это обусловлено тем, что линейная часть системы хорошо пропускает низкие частоты и отфильтровывает высокие. Итак, имеем

$$f(\alpha_m \sin \nu t)=m(\alpha_m)\sin \nu t, \qquad (6.25)$$

где $m(\alpha_m)$—амплитуда первой гармоники.

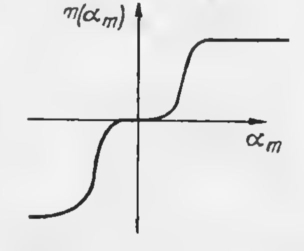
Известно[1], что функция $m(\alpha_m)$ несколько напоминает функцию $f(u)$ (фиг. 6. 8).

Подставляя выражения (6. 24) и (6. 25) в (6. 23), получим

$$-a_0\alpha_m\nu^3\cos\nu t-a_1\alpha_m\nu^2\sin\nu t+a_2\alpha_m\nu\cos\nu t+m(\alpha_m)k_д k_у=0. \qquad (6.26)$$

Это выражение обращается в тождество при условиях

$$\left.\begin{aligned}-a_0\alpha_m\nu^3+a_2\alpha_m\nu&=0,\\-a_1\alpha_m\nu^2+k_д k_у m(\alpha_m)&=0.\end{aligned}\right\} \qquad (6.27)$$



Фиг. 6. 8. Осредненная характеристика.

Из последних двух уравнений определим амплитуду и частоту автоколебаний

$$\nu^2=\frac{c}{\tau J}, \qquad (6.28)$$

$$m(\alpha_m)=l\alpha_m, \qquad (6.29)$$

где

$$l=\frac{(J+c\tau)\,c\alpha_m}{\tau J k_д k_у}.$$

Автоколебания возможны только в том случае, если амплитуда и частота, определяемые из уравнений (6. 27), являются вещественными. Из выражения (6. 28) следует, что частота автоколебаний обратно пропорциональна корню квадратному из постоянной времени τ.

Произведем теперь графическое решение уравнения (6. 29) для определения амплитуды автоколебаний. Для этого на одном графике построим правую и левую части этого уравнения (фиг. 6. 9). Точки пересечения кривой $m(\alpha_m)$ и прямой $l\alpha_m$ дают искомые амплитуды. Эксперименты и теоретические исследования показывают, что колебания с амплитудой α_{m2} устойчивы, а с амплитудой α_{m1} неустойчивы. Если кривая $m(\alpha_m)$ и прямая $l\alpha_m$ не пересекаются, то вещественные значения амплитуд отсутствуют и автоколебания в системе невозможны.

[1] В. А. Боднер. Автоматика авиационных двигателей, Оборонгиз, 1956.

Поскольку автоколебания нежелательны, то следует более подробно рассмотреть условия, при которых появление их невозможно. Автоколебания тем менее вероятны, чем больше тангенс угла наклона прямой $l=c(\tau c+J)/k_д k_у \tau J$, чем больше зона нечувствительности и чем меньше абсолютное значение функции $f(u)$. Если, например, уменьшать постоянную времени τ, то коэфициент l будет возрастать, что приведет к исчезновению автоколебаний. На практике устранение автоколебаний в простейших релейных системах достигается посредством выбора достаточно малой постоянной времени τ и достаточно большой зоны нечувствительности (ширины изоляционного промежутка). Однако увеличение зоны нечувствительности приводит к уменьшению статической точности, поэтому выбор ширины зоны следует обуславливать требованием допустимой статической погрешности.

Фиг. 6. 9. К определению амплитуды автоколебаний.

Теперь произведем исследование релейной следящей системы методом фазовой плоскости. Фазовой плоскостью называется плоскость, положение точки на которой определяется координатой θ и скоростью $\dot{\theta}$.

Предположим для упрощения, что релейный элемент работает без запаздывания. Тогда уравнение движения системы можно представить в виде

$$J\ddot{\theta}+c\dot{\theta}+f(\theta)=0. \qquad (6.30)$$

Функция $f(\theta)$, как видно из фиг. 6. 6, состоит из отрезков прямых линий, причем

$$f(\theta)=\begin{cases} m & \theta_3>0 \\ 0 & -\theta_3<\theta<\theta_3. \\ -m & \theta>-\theta_3 \end{cases} \qquad (6.31)$$

Решение уравнения (6. 30) можно представить в виде

$$\left.\begin{aligned} \dot{\theta} &= -\frac{f(\theta)}{c}+Ae^{-\gamma t}; \\ \theta &= -\frac{f(\theta)}{c}\,t-A\frac{e^{-\gamma t}}{\gamma}+B, \end{aligned}\right\} \qquad (6.32)$$

где $\gamma=c/J$, A и B — произвольные постоянные, определяемые из начальных условий.

Для получения полной картины движения системы необходимо построить траекторию из отдельных участков, соответствующих отдельным участкам функции $f(\theta)$.

Предположим, что в начальный момент времени $t=0$ система находилась в точке $\theta=\theta_0$ и $\dot{\theta}=\dot{\theta}_0$ (фиг. 6. 10). Тогда, определяя произвольные постоянные A и B, получим

$$\dot{\theta}=-\frac{f(\theta)}{c}+\left[\dot{\theta}_0+\frac{f(\theta)}{c}\right]e^{-\gamma t}. \qquad (6.33)$$

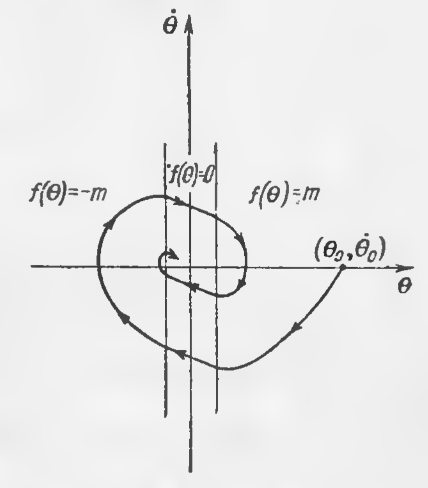
$$\theta=-\frac{f(\theta)}{c}\,t+\theta_0+\frac{1}{\gamma}\left[\dot{\theta}_0+\frac{f(\theta)}{c}\right](1-e^{-\gamma t}). \qquad (6.34)$$

Для построения фазового «портрета» (т. е. картины траекторий) необходимо исключить время из выражений (6. 33) и (6. 34). Выполнив это, получим зависимость между величинами θ и $\dot{\theta}$.

$$\theta-\theta_0+\frac{\dot{\theta}-\dot{\theta}_0}{\gamma}+ + \frac{f(\theta)}{\gamma c}\ln\frac{c\dot{\theta}_0+f(\theta)}{c\dot{\theta}+f(\theta)}=0. \qquad (6.35)$$

В этом выражении θ_0 и $\dot{\theta}_0$ — начальные координаты каждого из участков траектории. Очевидно, что эти координаты должны быть равны конечным значениям координат предыдущего участка. Следует отметить, что если $f(\theta)=0$, что имеет место в зоне нечувствительности, то выражение (6. 35) обращается в уравнение прямой линии

$$\dot{\theta}-\dot{\theta}_0=-\gamma(\theta-\theta_0). \qquad (6.36)$$



Фиг. 6. 10. Фазовые траектории

По уравнениям (6. 35) и (6. 36) можно построить траектории (см. фиг. 6. 10) движения системы. Как следует из этих уравнений, переходный процесс затухает тем быстрее (т. е. изображающая точка тем быстрее приближается по кривой к положению равновесия $\theta=0$ и $\dot{\theta}=0$), чем больше параметр $\gamma=c/J$, т. е. чем больше коэффициент затухания системы и чем больше ширина зоны нечувствительности.

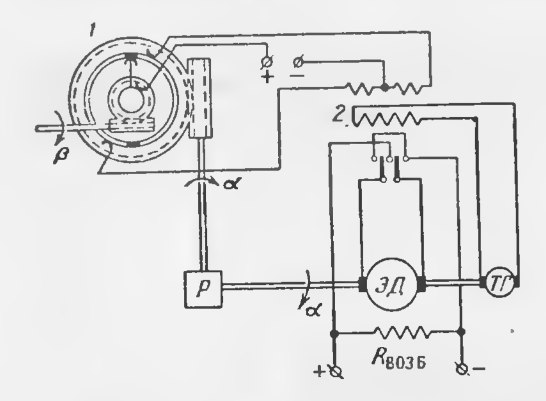
Если устойчивости следящей системы не удается добиться указанными выше способами, т. е. выбором ширины зоны нечувствительности и величины коэффициента затухания, то применяют различные стабилизирующие устройства.

Рассмотрим поведение релейной следящей системы при введении сигнала по производной, как это указано на схеме фиг. 6.11. Уравнение движения этой системы можно представить в виде

$$J\ddot{\theta} + c\dot{\theta} = -f(u), \tag{6.37}$$

$$(\tau p + 1)\, u = (k' + \varepsilon' p)\, \theta, \tag{6.38}$$

где k' и ε' — коэффициенты усиления сигналов по рассогласованию и производной от него.



Фиг. 6.11. Схема следящей системы.

1—датчик рассогласования, *2*—реле, *ЭД*—электродвигатель, *ТГ*—тахогенератор, *Р*—редуктор.

Исключая из уравнений (6.37) и (6.38) переменную θ, получим

$$(a_0 p^3 + a_1 p^2 + a_2 p)\, u + (k' + \varepsilon' p)\, f(u) = 0. \tag{6.39}$$

Если воспользоваться изложенным выше методом гармонического баланса и подставить в уравнение (6.39) значения $u = \alpha_m \sin \nu t$ и $f(u) = m(\alpha_m) \sin \nu t$, то после сравнения коэффициентов получим

$$\left.\begin{aligned} -a_0\alpha_m\nu^3 + a_2\alpha_m\nu + \varepsilon'\nu m(\alpha_m) = 0; \\ -a_1\alpha_m\nu^2 + k' m(\alpha_m) = 0. \end{aligned}\right\} \tag{6.40}$$

Отсюда находим

$$\nu^2 = \frac{c}{\tau J - \frac{\varepsilon'}{k'}(c\tau + J)}, \tag{6.41}$$

$$\frac{m(\alpha_m)}{\alpha_m} = \frac{c(c\tau + J)}{k'\left[\tau J - \frac{\varepsilon'}{k'}(c\tau + J)\right]}. \tag{6.42}$$

Из выражения (6.41) следует, что вводя сигнал по производной, можно изменить частоту автоколебаний в нужном направлении. В частности, при условии

$$\frac{\varepsilon'}{k'}(\tau c + J) > \tau J \tag{6.43}$$

частота автоколебаний становится мнимой, т. е. автоколебания будут отсутствовать. Условие (6.43) может служить основой для выбора коэффициента усиления ε'.

Глава VII

ПОГРЕШНОСТИ ПРИБОРОВ И МЕТОДЫ ИХ КОМПЕНСАЦИИ

1. Общие сведения

Погрешностью прибора называется *разность между показанием прибора и истинным значением измеряемой величины.* Всякому измерительному прибору присущи погрешности. Следовательно, погрешность прибора является одной из его основных характеристик и для правильной оценки показаний прибора необходимо знать как величину погрешности, так и порождающие ее причины.

Все погрешности можно разделить на систематические, случайные и на промахи.

С и с т е м а т и ч е с к и е п о г р е ш н о с т и, зависящие от свойств прибора и принятого метода измерения, подчиняются определенным, заранее известным закономерностям и поэтому могут быть учтены.

С л у ч а й н ы е п о г р е ш н о с т и контролю не поддаются, так как они не подчиняются известным физическим законам. Учет таких погрешностей возможен на основании методов теории вероятностей.

Большинство авиационных приборов, служащих для контроля работы силовых установок или режима полета самолета, является по существу приборами единичного измерения. При таком измерении оценка случайных погрешностей на основании методов теории вероятностей не производится. Поэтому случайные погрешности рассматриваться в настоящей главе не будут. Не будут рассматриваться также и промахи, так как при достаточном внимании наблюдателя их можно избежать.

Систематические погрешности приборов могут появиться как вследствие несовершенства методов измерения, так и вследствие несовершенства конструкции приборов. Первые погрешности принято называть *методическими,* а вторые — *инструментальными.*

М е т о д и ч е с к и е погрешности, характеризующие несовершенство метода измерения, появляются при косвенных измерениях какой-либо величины.

Косвенным называется такое измерение, когда вместо величины, подлежащей измерению, измеряют другую величину, функционально связанную с первой. Другими словами, если прибор предназначен для измерения величины x, а чувствительный элемент его реагирует на величину y, связанную с x зависимостью

$$y=f(x,\ l,\ m...,q), \qquad (7.1)$$

где $l, m,..., q$ — физические параметры, то такое измерение будет косвенным.

Предположим, что параметры $l, m,..., q$, входящие в функцию f, остаются постоянными. Тогда каждому значению x будет соответствовать определенное значение y и прибор не будет иметь методических погрешностей. Однако очень часто параметры $l, m,..., q$, являясь различными физическими величинами, не остаются постоянными даже в процессе измерения. Если прибор проградуирован при значении величины l_0, m_0,... q_0, а в процессе измерения эти величины принимают новые значения l_1, m_1,..., q_1, то градуировка прибора нарушится. Возникающие при этом погрешности и будут методическими.

В качестве примера косвенного измерения, где возможно появление методических погрешностей, можно указать на измерение температуры термоэлектрическим методом. В этом методе измерение температуры сводится к измерению термоэлектродвижущей силы, связанной с температурой зависимостью

$$E=E(\vartheta,\ \vartheta_0),$$

где ϑ и ϑ_0— температуры горячего и холодного спаев. Если температура холодного спая остается неизменной, то методические погрешности будут отсутствовать в приборе. В действительности температура холодного спая вследствие изменения температуры окружающей среды не остается постоянной. Следовательно, градуировка прибора нарушится и появятся методические погрешности.

И н с т р у м е н т а л ь н ы е погрешности, как было указано выше, возникают вследствие несовершенства конструкции прибора и его элементов, а также несовершенства материалов, из которых изготовлен прибор. В качестве примера несовершенства конструкции прибора можно указать на то обстоятельство, что весьма трудно изготовить такие упругие элементы, которые не обладали бы массой, что почти всегда чувствительные элементы приборов реагируют на изменение измеряемой величины не мгновенно, а с запаздыванием, что трудно изготовить опоры подвижной системы прибора без трения и т. д. Несовершенство материалов, из которых изготовляются приборы, связано с гистерезисом, последействием, зависимостью констант материалов от температуры и т. д.

Погрешности авиационных приборов не должны превосходить определенных величин, задаваемых условиями применения. Если прибору присущи различные систематические погрешности, которые

в процессе измерения изменяют не только величину, но и знак, то для нахождения суммарной погрешности необходимо складывать наибольшие абсолютные значения отдельных погрешностей. Другими словами, если прибор имеет систематические погрешности Δ_1, Δ_2, Δ_3..., вызываемые различными факторами, то суммарная погрешность прибора в наиболее неблагоприятном случае будет

$$\Delta = |\Delta_1| + |\Delta_2| + |\Delta_3| + \ . \ . \ . \tag{7.2}$$

Очевидно, что суммарная погрешность Δ не должна превышать допустимой величины для данного прибора. Несмотря на то, что наиболее неблагоприятное сочетание погрешностей, указанное в выражении (7.2), будет встречаться редко, строгий подход к выбору погрешностей авиационных приборов обусловливается тем, что превышение допустимых погрешностей может привести к нарушению работы контролируемого агрегата, к нарушению режима полета, а иногда даже к аварии или катастрофе.

2. Методические погрешности и методы их компенсации

Известно, что несовершенство метода измерения можно оценивать методической погрешностью. Выведем выражение для оценки методических погрешностей и укажем один общий метод их компенсации.

Предположим, что прибор предназначен для измерения величины x, однако непосредственно измеряет величину y, связанную с x уравнением (7.1). Пусть прибор проградуирован при значениях параметров l_0, m_0,..., q_0, а в процессе измерения эти параметры принимают значения l, m, ... q, причем

$$l = l_0 + \Delta l; \quad m = m_0 + \Delta m, \ldots, q = q_0 + \Delta q. \tag{7.3}$$

Таким образом, если при градуировке прибора между x и y существовала зависимость

$$y = f(x, l_0, m_0, \ldots, q_0),$$

то вследствие изменения параметров эта зависимость примет вид

$$y = f(x, l_0 + \Delta l, m_0 + \Delta m, \ldots, q_0 + \Delta q). \tag{7.4}$$

Разлагая правую часть выражения (7.4) в ряд Тейлора по малым приращениям Δl, Δm,..., Δq и ограничиваясь первыми степенями приращений, найдем

$$y = f(x, l_0, m_0, \ . \ . \ . \ , q_0) + \Delta f, \tag{7.5}$$

где

$$\Delta f = \frac{\partial f}{\partial l}\Delta l + \frac{\partial f}{\partial m}\Delta m + \ . \ . \ . \ + \frac{\partial f}{\partial q}\Delta q. \tag{7.6}$$

Выражение (7.6) определяет методическую погрешность прибора. Легко видеть, что величина этой погрешности определяется не только величинами приращений параметров, но и характером зависимости функции f от параметров.

Мы не будем здесь останавливаться на физической интерпретации параметров, входящих в функцию f, так как возвратимся к этому при рассмотрении конкретных приборов. Очевидно, структура формулы (7.1) и природа параметров l, m,..., q будут определяться, с одной стороны, тем, какая величина подлежит измерению, а с другой — тем, какой метод измерения применяется.

Для компенсации методических погрешностей в прибор следует добавить такие устройства (дополнительные чувствительные элементы, корректирующие устройства и т. д.), которые будут подавать на указательную систему сигналы, пропорциональные величинам Δl, Δm,..., Δq, т. е.

$$-k_l \Delta l, \ -k_m \Delta m, \ \ldots \ -k_q \Delta q,$$

где k — коэффициент пропорциональности.

В этом случае показание прибора будет

$$y = f(x, l_0, m_0, \ . \ . \ . \ , q_0) + \left(\frac{\partial f}{\partial l} - k_l\right)\Delta l +$$
$$+ \left(\frac{\partial f}{\partial m} - k_m\right)\Delta m + \ . \ . \ . \ + \left(\frac{\partial f}{\partial q} - k_q\right)\Delta q. \tag{7.7}$$

Теперь достаточно удовлетворить условиям

$$k_l = \frac{\partial f}{\partial l}, \quad k_m = \frac{\partial f}{\partial m}, \ . \ . \ . \ , k_q = \frac{\partial f}{\partial q}, \tag{7.8}$$

чтобы полностью компенсировать методические погрешности.

Для удовлетворения условиям выражения (7.8) чаще всего применяют дополнительные чувствительные элементы, которые реагируют на изменение соответствующих параметров. Так, например, методические температурные погрешности компенсируются за счет дополнительных чувствительных элементов в виде биметаллических пластинок, а методические высотные погрешности — за счет анероидных коробок, хотя для этих целей можно применять и другие устройства.

3. Инструментальные погрешности и методы их компенсации

Инструментальные погрешности в той или иной мере присущи всем приборам. Они могут быть разделены на следующие группы, облегчающие их изучение: шкаловые, трения, последействия и гистерезиса, температурные, влияния посторонних полей (магнитных, электрических, гравитационных), динамические и др.

Рассмотрим сначала общие инструментальные погрешности, присущие большинству приборов, а затем остановимся более детально на температурных и динамических погрешностях.

Шкаловые погрешности приборов имеют место вследствие неполного соответствия шкалы прибора его градуировке (недостаточная регулировка прибора), а также вследствие изменения со временем некоторых параметров прибора (изменение упругих свойств пружин, старение магнитов, изменение напряжения питания и т. д.). Шкаловые погрешности учитываются при периодической проверке прибора.

Погрешности трения появляются из-за сухого трения в механизме прибора. Вполне очевидно, что погрешности этого рода будут иметь место только в приборах с подвижными элементами. Относительное значение погрешностей трения тем меньше, чем больше удельный устанавливающий момент прибора. Наиболее эффективным средством уменьшения этих погрешностей является рациональное конструирование и выполнение опор и сочленений. В авиационных приборах, работающих в условиях больших вибраций, погрешности трения меньше, чем в приборах, работающих на земле.

Погрешности от упругого последействия и гистерезиса возникают только в приборах, имеющих упругие элементы.

Упругое последействие заключается в том, что в приборах, имеющих упругие элементы, показания после изменения измеряемой величины не остаются постоянными. Последействие является следствием изменения внутренней структуры упругих элементов при деформации.

Упругий гистерезис, связанный с упругим последействием, заключается в том, что деформации упругих элементов отстают от вызвавших их усилий, в результате чего зависимость между показаниями прибора и измеряемой величиной при возрастании и убывании этой величины будет неоднозначной.

Основным методом уменьшения погрешностей, вызванных упругим последействием и гистерезисом, является такой выбор параметров упругих элементов, при котором напряжения в материале будут ниже допустимых (напряжения должны быть определены).

Погрешности от влияния посторонних электрических и магнитных полей устраняются путем создания надлежащих экранов. Для устранения влияния ускорений на показания приборов подвижные системы приборов должны быть статически и динамически уравновешены при любом положении самолета в пространстве. Влияние вибраций на показания приборов устраняется соответствующим выбором параметров, определяющих частотную характеристику прибора.

Температурные инструментальные погрешности появляются вследствие того, что различные параметры прибора, определяющие его точность, не остаются постоянными при изменении температуры окружающей среды. Влияние температуры сказывается в том, что при изменении ее такие параметры приборов, как модуль упругости упругих элементов, электрическое сопротивление цепи прибора, магнитное сопротивление магнитопроводов, изменяются по

величине. Так как температура окружающей среды изменяется в широких пределах (от +50 до —60° С), то температурные погрешности почти во всех авиационных приборах могут достигать недопустимо больших величин. Для устранения этих погрешностей применяются специальные автоматические компенсационные устройства.

Для анализа температурных погрешностей воспользуемся следующими соображениями. Пусть φ — отклонение подвижной системы прибора, а x — измеряемая величина. В общем случае при статических измерениях эти величины связаны зависимостью

$$\varphi=F(a, b,\ldots,m, x), \tag{7.9}$$

где $a, b,\ldots,m$ — конструктивные параметры прибора, являющиеся в общем случае функциями температуры окружающей среды, F — известная функция, устанавливающая связь между измеряемой величиной x и показанием прибора φ. С достаточным приближением можно принять, что

$$\left.\begin{aligned} a&=a_0(1+\alpha\theta);\\ b&=b_0(1+\beta\theta);\\ &\ldots\ldots\\ m&=m_0(1+\mu\theta), \end{aligned}\right\} \tag{7.10}$$

где $\alpha, \beta,\ldots,\mu$ — температурные коэффициенты соответствующих параметров;

θ — температура окружающей среды.

Здесь под $a, b,\ldots,m$ следует подразумевать такие параметры, как модуль упругости материала, электрические и магнитные сопротивления и др.

Если значения $a, b,\ldots,m$ из уравнений (7.10) подставить в (7.9) и разложить полученное выражение в ряд Тейлора по θ, то получим

$$\varphi=F(a_0, b_0, \ldots, m_0, x)+$$
$$+\left(\frac{\partial F}{\partial a}\frac{da}{d\theta}+\frac{\partial F}{\partial b}\frac{db}{d\theta}+\ldots+\frac{\partial F}{\partial m}\frac{dm}{d\theta}\right)\theta+\ldots \tag{7.11}$$

В дальнейшем будем принимать, что хотя изменение температуры окружающей среды и значительно, но не настолько велико, чтобы в выражении (7.11) нельзя было пренебречь членами, содержащими θ в степени выше первой. Пользуясь этим, а также вводя обозначение

$$\sigma=\frac{\partial F}{\partial a}\frac{da}{d\theta}+\frac{\partial F}{\partial b}\frac{db}{d\theta}+\ldots+\frac{\partial F}{\partial m}\frac{dm}{d\theta}, \tag{7.12}$$

найдем

$$\varphi=F(a_0, b_0, \ldots, m_0, x)+\sigma\theta. \tag{7.13}$$

Величина σ называется *температурным коэффициентом прибора*. Если воспользоваться тем, что

$$\frac{da}{d\theta}=\alpha a_0, \quad \frac{db}{d\theta}=\beta b_0, \ . \ . \ . \ , \frac{dm}{d\theta}=\mu m_0,$$

то для температурного коэффициента прибора вместо выражения (7. 12) получим

$$\sigma=\alpha a_0 \frac{\partial F}{\partial a}+\beta b_0 \frac{\partial F}{\partial b}+ \ . \ . \ . \ +\mu m_0 \frac{\partial F}{\partial m}. \qquad (7.12')$$

Очевидно, что устранение температурных погрешностей прибора равносильно равенству

$$\sigma=0$$

или

$$\alpha a_0 \frac{\partial F}{\partial a}+\beta b_0 \frac{\partial F}{\partial b}+ \ . \ . \ . \ +\mu m_0 \frac{\partial F}{\partial m}=0. \qquad (7.14)$$

Для удовлетворения условию (7. 14) можно поступать по-разному. Можно, например, так подобрать параметры прибора, чтобы получить взаимную компенсацию одних погрешностей за счет других. Это, очевидно, возможно при соответствующих $\partial F/\partial a$, $\partial F/\partial b,...,\partial F/\partial m$, определяемых схемой и конструкцией прибора, в том случае, когда члены в выражении (7. 14) имеют разные знаки. В некоторых случаях, если на параметры прибора не накладываются другие ограничения, этим путем удается получить полную температурную компенсацию. Однако это не всегда возможно, так как к прибору, помимо требований отсутствия температурных погрешностей, предъявляются и другие требования (чувствительность, малые габариты и вес, малое потребление энергии и др.). В качестве примера взаимной компенсации температурных погрешностей можно указать, что в магнитоэлектрических приборах погрешности от изменения магнитного сопротивления магнитопроводов взаимно компенсируются погрешностями, вызванными изменением модуля упругости противодействующих пружин.

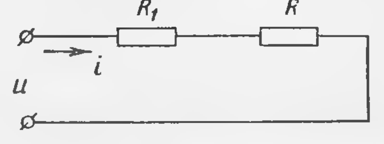
Другая возможность уменьшения температурного коэффициента σ прибора заключается в том, что каждый из коэффициентов α, $\beta,...,\mu$ уменьшают в отдельности до возможного минимума.

Рассмотрим более детально методы и технические приемы уменьшения температурных коэффициентов электрического сопротивления цепи прибора и магнитного сопротивления магнитопровода.

Уменьшение температурного коэффициента сопротивления цепи прибора можно осуществить как посредством специальных схем соединения, включающих проводники только с положительным температурным коэффициентом, подобно меди и другим металлам, так и посредством введения в эти цепи проводников с отрицатель-

ным температурным коэффициентом сопротивления. Если в первом случае полная температурная компенсация схем возможна только в исключительных случаях и то путем усложнения этих схем и потери чувствительности приборов, то во втором случае можно получить любой температурный коэффициент (положительный, отрицательный или равный нулю) без значительного ухудшения свойств прибора.

Простейшая схема температурной компенсации представлена на фиг. 7. 1, где R —сопротивление рамки прибора, зависящее от температуры окружающей среды; R_1—добавочное сопротивление с нулевым температурным коэффициентом (константан, манганин).



Фиг. 7. 1 Схема температурной компенсации.

Предположим, что

$$R=R_0(1+\alpha\theta),$$

где α — температурный коэффициент сопротивления.

Если добавочное сопротивление R_1 отсутствует ($R_1=0$), то температурная погрешность прибора будет определять изменение сопротивления R от температуры на величину $\alpha R_0 \theta$.

Очевидно, что величина

$$\sigma=\alpha \qquad (7.15)$$

является температурным коэффициентом цепи прибора (см. фиг. 7. 1). При отличном от нуля добавочном сопротивлении R_1 общее сопротивление цепи прибора будет

$$R'=R_1+R_0(1+\alpha\theta)=R_1+R_0+R_0\alpha\theta,$$

причем зависящая от температуры часть сопротивления по-прежнему равна $R_0\alpha\theta$. Однако температурный коэффициент цепи прибора составляет величину

$$\sigma=\alpha \frac{R_0}{R_0+R_1}, \qquad (7.16)$$

так как

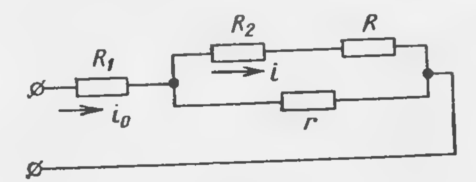
$$R'=(R_1+R_0)\left(1+\alpha \frac{R_0}{R_0+R_1}\theta\right).$$

Таким образом, введение добавочного сопротивления R_1 позволяет понизить температурный коэффициент цепи, однако при этом понижается чувствительность прибора из-за увеличения общего сопротивления R'.

Более совершенной является температурная компенсация при помощи присоединения последовательно-параллельных добавочных сопротивлений R_1, R_2 и r (фиг. 7. 2). В этой схеме сопротивления R_1 и R_2 имеют нулевой температурный коэффициент, а сопротивление r — положительный температурный коэффициент.

Найдем условие, при котором сила тока i в сопротивлении R не будет зависеть от температуры. Легко видеть, что

$$i=\frac{u}{R_1+R_2+R_1\frac{R}{r}+R+\frac{R_1R_2}{r}}. \qquad (7.17)$$



Фиг. 7. 2. Схема температурной компенсации.

Предположим, что

$$R=R_0(1+\alpha\theta),$$

а

$$r=r_0(1+\beta\theta),$$

тогда выражение (7.7) примет вид

$$i=\frac{u}{R_1+R_2+\frac{R_1R_0}{r_0}\frac{1+\alpha\theta}{1+\beta\theta}+R_0(1+\alpha\theta)+\frac{R_1R_2}{r_0(1+\beta\theta)}},$$

или после элементарных преобразований и замены

$$\frac{1}{1+\beta\theta}\approx 1-\beta\theta,$$

$$i=\frac{u}{R_1+R_2+R_0+\frac{R_1R_0}{r_0}(1+\alpha\theta-\beta\theta)+\left(\alpha R_0-\frac{R_1R_2}{r}\beta\right)\theta}. \qquad (7.18)$$

Если выбрать сопротивления R и r из одного и того же материала ($\alpha=\beta$) и удовлетворить условию

$$R_0=\frac{R_1R_2}{r_0}, \qquad (7.19)$$

то сила тока i не будет зависеть от температуры. В действительности полностью скомпенсировать погрешности посредством этой схемы не представляется возможным, так как предположение $1/(1+\beta\theta)\approx 1-\beta\theta$ справедливо только при малом изменении температуры окружающей среды. В этой схеме, как и в предыдущей, температурная компенсация достигается снижением чувствительности прибора.

За последнее время температурная компенсация схем приборов достигается введением сопротивления с отрицательным температурным коэффициентом. Подобные сопротивления выполняются из полупроводниковых материалов (уголь в различных видах, окислы металлов и некоторые сплавы) и вследствие большой чувствительности к температуре получили название *термисторов*.

Для пояснения существа идеи температурной компенсации предположим, что последовательно с сопротивлением $R=R_0(1+\alpha\theta)$ включено сопротивление с отрицательным температурным коэффициентом $R_1=R_{10}(1-\alpha_n\theta)$ (см. фиг. 7. 1).

Общее сопротивление цепи будет

$$R'=R+R_1=R_0+R_{10}+(\alpha R_0-\alpha_n R_{10})\theta.$$

Общее сопротивление R' цепи не будет зависеть от температуры θ при условии, что

$$\alpha R_0-\alpha_n R_{10}=0$$

или

$$R_{10}=\frac{\alpha}{\alpha_n}R_0. \qquad (7.20)$$

Из последнего соотношения следует, что для уменьшения потерь на добавочном сопротивлении R_1 это сопротивление следует выполнять из материала с большим отрицательным температурным коэффициентом.

Известно большое количество материалов с отрицательным температурным коэффициентом. Достаточно назвать уголь в некоторых его видах (угольный порошок, угольные шайбы из прессованного порошка и др.). Давно уже находит применение теллур и сплав его с серебром (85% Te и 15% Ag). Этот сплав имеет отрицательный температурный коэффициент 1,2% на 1° С, т. е. в три раза больше, чем у меди. Известны также кадмиево-антимониевые сплавы, имеющие такие же характеристики.

Как известно, полупроводники с увеличением температуры увеличивают свою проводимость. Среди полупроводников, обладающих этими свойствами, можно назвать карбид кремния, бор, окислы урана, марганца и меди. Окись урана, например, имеет отрицательный температурный коэффициент 3% на 1° С, смесь окислов никеля и марганца—4,2% на 1° С, сульфид серебра—4,9% на 1° С. Таким образом, эти материалы имеют температурный коэффициент, в 8—12 раз превышающий температурный коэффициент меди.

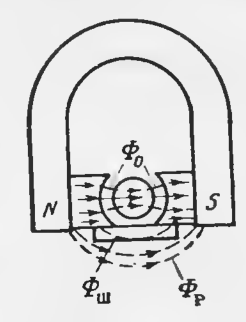
Сопротивления с отрицательным температурным коэффициентом находят применение не только в качестве компенсаторов, но также в качестве чувствительных элементов термометров, регуляторов, тепловых реле и других автоматических устройств.

Термосопротивления рассматриваемого типа могут быть выполнены в малых габаритах. Для примера укажем, что компенсационное сопротивление в термоэлектрическом термометре выполняется в виде цилиндра длиной 10 *мм* и даметром 4 *мм*.

На фиг. 7.3 приведены кривые зависимости сопротивления от температуры для двух термисторов из карбида силиция. Из рассмотрения этих кривых, относящихся к двум термисторам различных размеров, следует, что температурный коэффициент не является постоянной величиной; при низких температурах этот коэффициент больше, чем при высоких. Это является характерным свойством большинства полупроводников.

Фиг. 7.3. Кривые зависимости сопротивления термисторов от температуры для двух сопротивлений различных геометрических размеров.

При изменении температуры окружающей среды изменяется не только электрическое сопротивление элементов цепи, но и магнитное сопротивление магнитопроводов, которое обычно возрастает при увеличении температуры, поэтому магнитная индукция в зазоре уменьшается. Если воспользоваться аналогией между электрическими и магнитными цепями, то легко понять, что компенсацию изменения магнитного сопротивления путем изменения температуры можно производить теми же методами, которые применяются в электрических цепях. При этом наибольшее применение находит метод термомагнитного шунта.



Фиг. 7.4. Схема термомагнитного шунта.

Устройство термомагнитного шунта показано на фиг. 7.4. Здесь параллельно потоку $Ф_0$, проходящему через рабочий воздушный зазор, ответвляется часть магнитного потока $Ф_ш$ через шунт. Кроме того, имеется поток рассеяния $Ф_р$. Магнитное сопротивление шунта выбирается такой величины, чтобы через шунт проходило не более 25% от полного потока.

Если учесть, что общий магнитный поток (см. фиг. 7.4) равен сумме потоков $Ф_0$, $Ф_ш$ и $Ф_р$, т. е. $Ф=Ф_0+Ф_ш+Ф_р$, то для индукции в зазоре можно написать

$$B_0=\frac{Ф-Ф_р-Ф_ш}{S}, \qquad (7.21)$$

где S — площадь зазора.

Показание гальванометра пропорционально индукции в зазоре B_0 и обратно пропорционально сопротивлению рамки R, т. е.

$$\varphi=k\frac{B_0}{R}, \qquad (7.22)$$

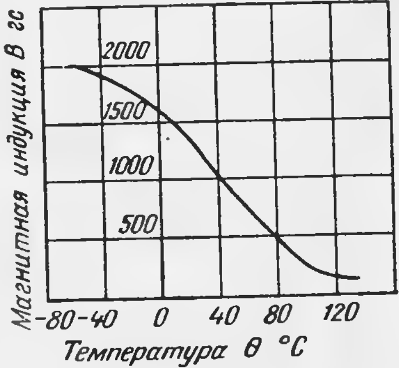
где k — коэффициент пропорциональности.

Подставляя выражение (7.21) в формулу (7.22) и полагая $R=R_0(1+\alpha\theta)$, получим

$$\varphi=k'\frac{Ф-Ф_р-Ф_ш}{1+\alpha\theta}, \qquad (7.22')$$

где

$$k'=\frac{k}{SR_0}.$$



Фиг. 7.5. График зависимости магнитной индукции B от температуры θ.

Так как величины $Ф$ и $Ф_р$ можно принять не зависящими от температуры θ, то для того, чтобы показание прибора φ не зависело от температуры, необходимо уменьшать поток в шунте $Ф_ш$ с повышением температуры θ. Действительно, если

$$Ф=Ф_{ш0}(1-f\theta),$$

то

$$\varphi=k'(Ф-Ф_р-Ф_{ш0})\frac{\left(1+\frac{Ф_{ш0}}{Ф-Ф_р-Ф_{ш0}}f\theta\right)}{1+\alpha\theta}. \qquad (7.23)$$

Отсюда следует, что если удовлетворить условию, что коэффициент

$$\alpha=\frac{fФ_{ш0}}{Ф-Ф_р-Ф_{ш0}}, \qquad (7.24)$$

то температурные погрешности прибора будут скомпенсированы. В действительности получить полную температурную компенсацию не представляется возможным, так как с изменением температуры общий магнитный поток $Ф$ не остается неизменным, кроме того, изменяется также модуль упругости противодействующей пружины.

В качестве материалов для термомагнитных шунтов применяется специальный железомедноникелевый сплав, называемый калмаллоем. На фиг. 7.5 приведена зависимость магнитной индукции B этого сплава (30,2% Cu, 67,55% Ni и 2,25% Fe) от температуры θ при напряженности поля 100 *эрст*. Легко видеть, что при температуре порядка 100° C материал шунта теряет свои магнитные свойства.

Для термомагнитных шунтов применяются также другие сплавы, например сплав железа, никеля и хрома. Вообще для термомагнит-

ных шунтов пригодны сплавы с большим температурным коэффициентом и большой магнитной проницаемостью.

Применение термомагнитного шунта не является достаточно эффективным средством температурной компенсации, так как, с одной стороны, не может быть достигнута полная температурная компенсация, а с другой — ухудшается чувствительность прибора.

4. Температурные инструментальные погрешности мембранных приборов и методы их компенсации

Температурные инструментальные погрешности

Как было указано выше, причиной температурных погрешностей мембранных приборов является изменение модуля упругости чувствительного элемента (манометрической коробки) при изменении температуры.

Расчет показал, что изменение длины деталей передаточного механизма в результате изменения температуры практически не влияет на показание прибора. Погрешности, вызванные этими изменениями, столь малы, что ими можно пренебречь.

Особенностью такой температурной погрешности является увеличение ее с повышением нагрузки чувствительного элемента. Зависимость хода коробки от нагрузки можно, как мы видели выше, выразить следующим образом [см. формулу (2. 4)]:

$$\frac{p}{E}=f(w_0), \qquad (7.25)$$

где w_0 — ход центра коробки;
E — модуль упругости;
p — перепад давлений.

Известно, что модуль упругости внутри диапазона температур от —60 до +50° С можно с достаточной точностью выразить как линейную функцию температуры

$$E=E_0-\beta t,$$

где E_0 — значение модуля упругости при $t=0°$ С;
β — температурный коэффициент модуля упругости;
t — температура в °С.

Подставляя это значение E в уравнение (7. 25), получим

$$\frac{p}{E_0-\beta t}=f(w_0).$$

Возьмем производную от w_0 по t (полагая p величиной постоянной)

$$\frac{dw_0}{dt}=\frac{\beta p}{(E_0-\beta t)^2 f'(w_0)}$$

или

$$dw_0=\frac{\beta p}{(E_0-\beta t)^2 f'(w_0)}dt. \qquad (7.26)$$

Из уравнения (7. 26) видно, что положительному дифференциалу dt соответствует положительный дифференциал dw_0. Но при нагрузке $p=0$ дифференциал хода коробки будет равен нулю, а с увеличением p (рассматриваем p как произвольный коэффициент) этот дифференциал хода коробки тоже будет увеличиваться.

Действительно, связь между p и w_0 одной мембраны коробки выражается формулой (2. 4), которую можно представить в следующем виде:

$$p=E(k_1 w_0+k_2 w_0^3)=Ef(w_0),$$

где

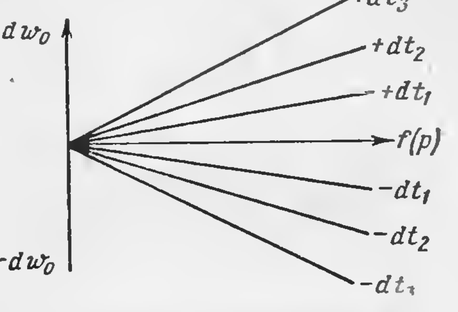
$$k_1=\frac{Ah^3}{R^4}; \quad k_2=\frac{Bh}{R^4}.$$

Отсюда

$$Ef'(w_0)=E\frac{df(w_0)}{dw_0}==E(k_1+3k_2w_0^2),$$

и уравнение (7. 26) примет вид

$$dw_0=\frac{\beta(k_1w_0+k_2w_0^3)}{(E_0-\beta t)(k_1+3k_2w_0^2)}dt.$$



Фиг. 7. 6. Примерная зависимость приращения хода манометрической коробки от изменения температуры.

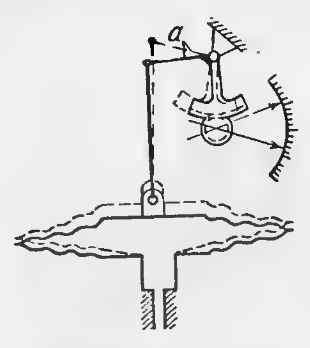
С увеличением p, т. е. с увеличением w_0, значение коэффициента у dt будет увеличиваться. В этом легко убедиться, если взять производную от коэффициента по w_0 и определить ее знак.

Этот же вывод можно получить из следующих соображений. С увеличением температуры уменьшается модуль упругости E, а следовательно, увеличивается прогиб мембраны коробки (увеличивается ход коробки) при неизменной нагрузке. В том случае, когда нагрузка равна нулю, прогиб мембраны также равен нулю; следовательно, изменение модуля упругости при изменении температуры никак не отразится на положении мембраны. Зависимость приращения хода коробки от p для заданного изменения температуры может быть приближенно выражена графиком (фиг. 7. 6).

Методы компенсации температурных инструментальных погрешностей

Рассмотрим теперь один из методов компенсации температурной инструментальной погрешности. Как известно, при повышении температуры уменьшается модуль упругости, увеличивается прогиб мембраны, а следовательно, возрастает угол поворота стрелки. Это увеличение угла поворота стрелки при одной и той же нагрузке можно рассматривать как увеличение передаточного числа механизма. Очевидно, что для компенсации этой погрешности, т. е. для уменьшения угла поворота стрелки, достаточно уменьшить соответ-

ственно передаточное число механизма при увеличении температуры. Для уменьшения передаточного числа достаточно увеличить кривошип — длину a плеча зубчатого сектора (ведомое плечо, фиг. 7.7), причем это увеличение должно соответствовать повышению температуры: чем выше температура, тем бо́льшим должно стать плечо. При понижении температуры плечо должно быть соответственно уменьшено.



Фиг. 7.7. Схема работы манометрической коробки, кривошипно-шатунного и зубчатого механизмов.

Изменение длины плеча осуществляется при помощи биметаллической пластинки. Устройство плеча видно из фиг. 2.17 и 2.18. Биметаллическая пластинка состоит из инвара и стали. Стальной компонент устанавливается со стороны оси, инвар — с внешней стороны. При повышении температуры биметаллическая пластинка изгибается выпуклой стороной к оси, увеличивая плечо, от чего уменьшается передаточное число и компенсируется погрешность, возникающая вследствие уменьшения модуля упругости. Чем выше температура, тем больше погрешность из-за уменьшения модуля упругости, но тем больше будет изгиб биметаллической пластинки и меньше передаточное число механизма. При понижении температуры действие биметаллической пластинки будет обратным, что и требуется, так как в этом случае модуль упругости увеличивается.

Следует отметить, что такого рода устройство обеспечивает полную компенсацию только для каких-либо двух значений температуры, для других значений температуры компенсация будет только частичной. Это легко доказать для случая малого угла α поворота плеча зубчатого сектора и линейной характеристики манометрической коробки.

Действительно, в этом случае поворот сектора, а следовательно, и стрелки прибора можно считать пропорциональным ходу коробки w_0 и обратно пропорциональным длине ведомого плеча сектора, что будет иметь место, если в формуле (2.12) угол α полагать малым, а $\alpha_0=0$. Тогда $\alpha=w_0/a$, но $w_0=cp/(E_0-\beta t)$, где c — коэффициент пропорциональности. Длину плеча a можно принять равной

$$a = a_0 + \gamma (t - t_0) = A + \gamma t.$$

Здесь t_0—температура, при которой биметаллическая пластинка прямолинейна;
a_0 — расстояние от оси вращения сектора до точки крепления пластинки к валику сектора;
γ — коэффициент пропорциональности.

Если при температуре t_1 угол $\alpha=w_{01}/a_1$, а при температуре t_2 угол $\alpha=w_{02}/a_2$, то для того, чтобы угол α оставался неизменным, необходимо, чтобы

$$\frac{w_{01}}{a_1} = \frac{w_{02}}{a_2}.$$

Подставляя значения w_0 и a в это соотношение, получим

$$cp\,\frac{(E_0-\beta t_2)(A+\gamma t_2)-(E_0-\beta t_1)(A+\gamma t_1)}{(E_0-\beta t_2)(E_0-\beta t_1)(A+\gamma t_2)(A+\gamma t_1)} = 0$$

или

$$(E_0-\beta t_2)(A+\gamma t_2) = (E_0-\beta t_1)(A+\gamma t_1),$$

так как c, p и знаменатель—величины конечные.

Это уравнение удовлетворяется, очевидно, только при двух значениях t_2

$$t_2 = t_1$$

и

$$t_2 = \frac{E_0\gamma - A\beta}{\beta\gamma} - t_1.$$

Отсюда следует, что полная компенсация (т. е. неизменность угла α) возможна только при двух значениях температуры.

Для наиболее полной компенсации при всех значениях температуры, а не только при каких-либо двух, биметаллическую пластинку необходимо помещать не на ведомом, а на ведущем плече (см. фиг. 2.20). Действительно, в этом случае угол поворота стрелки φ можно считать пропорциональным ходу коробки w_0 и длине a ведущего плеча

$$\varphi = c_1 w_0 a.$$

Ведущее плечо при повышении температуры должно укорачиваться (т. е. инвар и сталь следует поменять местами). Таким образом,

$$a = a_0 - \varepsilon t,$$

где ε—коэффициент, характеризующий изменение длины a плеча от температуры.

Чтобы угол φ оставался неизменным при любых температурах, необходимо

$$\varphi = c_1 w_{01} a_1 = c_1 w_{02} a_2.$$

Отсюда

$$\frac{c_1 cp}{E_0-\beta t_1}(a_0-\varepsilon t_1) = \frac{c_1 cp}{E_0-\beta t_2}(a_0-\varepsilon t_2).$$

Последнее равенство возможно для любых значений t при условии, что

$$\frac{\varepsilon}{a_0} = \frac{\beta}{E_0}.$$

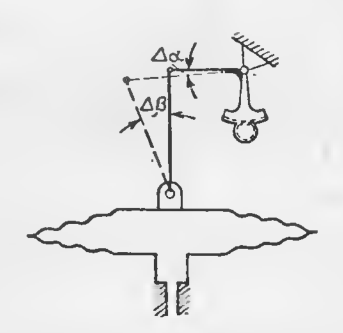
Таким образом, подбором параметров биметаллической пластинки соответственно длине ведущего плеча и характеристикам коробки можно достигнуть практически полной компенсации температурной инструментальной погрешности мембранных приборов.

(Все изложенное справедливо в предположении, что передаточный механизм дает линейную зависимость между углом поворота стрелки φ и ходом коробки w_0).

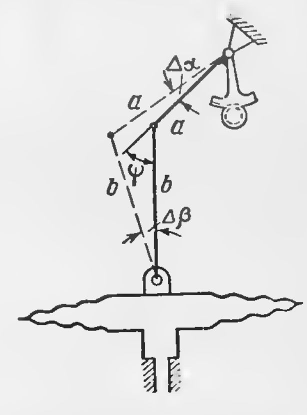
Описанное устройство носит название *температурного компенсатора второго рода.*

Рассмотрим теперь действие этого компенсатора для случая, когда нагрузка на мембраны коробки равна нулю. Если угол ψ между ведомым плечом и тягой (шатуном), соединяющей центр коробки с концом биметаллической пластинки, равен $\pi/2$, то изменение длины плеча практически не отразится на положении зубчатого сектора (фиг. 7.8). Действительно, так как изменение длины плеча при изменении температуры есть величина малая по срав-

нению с длиной самого плеча, то, следовательно, и угол β поворота тяги относительно точки прикрепления ее к коробке тоже будет величиной малой, т. е. величина Δa (здесь a — длина плеча) вызовет поворот тяги на малый угол $\Delta\beta$. Этот поворот тяги должен в свою очередь вызвать поворот плеча, т. е. поворот зубчатого сектора. Величина поворота сектора $\Delta\alpha$ равна, очевидно, отношению $b(1-\cos\Delta\beta)/a$, где b — длина тяги. Так как $\cos\Delta\beta$ можно положить равным единице, то практически поворота зубчатого сектора не будет. На фиг. 7.8 для наглядности угол $\Delta\beta$ показан не малым, поэтому и $\Delta\alpha\neq 0$.



Фиг. 7.8. Схема действия температурного компенсатора второго рода при $\psi=\pi/2$.



Фиг. 7.9. Схема действия температурного компенсатора второго рода при $\psi\neq\pi/2$.

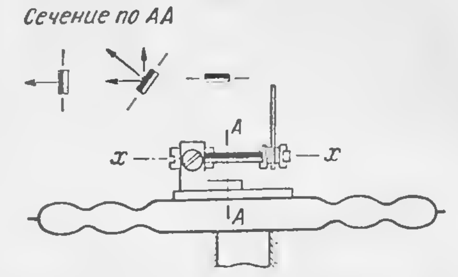
Таким образом, при нулевой нагрузке и перпендикулярном положении плеча к тяге (при этой нулевой нагрузке) изменение температуры не вызовет поворота зубчатого сектора и стрелка прибора останется в своем начальном положении, что и требуется.

Совершенно иначе обстоит дело, когда при нулевой нагрузке на мембрану плечо зубчатого сектора будет расположено к тяге под углом ψ, не равным $\pi/2$ (фиг. 7.9). Хотя в этом случае изменение длины плеча Δa тоже вызовет поворот тяги вокруг точки крепления ее к коробке на малый угол $\Delta\beta$, но поворот плеча зубчатого сектора уже не будет малой величиной второго порядка. Действительно, если угол между плечом и тягой равен $\psi\neq\pi/2$, то

$$\Delta\alpha=\frac{\Delta a}{a}\operatorname{ctg}\psi=\frac{b}{a}\Delta\beta\cos\psi.$$

Очевидно, что Δa есть величина того же порядка малости, что и $\Delta\beta$. Отсюда видно, что при наличии температурного компенсатора второго рода и при угле $\psi\neq\pi/2$ всякое изменение температуры даже при нулевой нагрузке вызовет смещение стрелки прибора от нулевого положения. Для устранения смещения стрелки применяется так называемый *температурный компенсатор первого рода,* задача

которого заключается в том, чтобы возвратить плечо зубчатого сектора в начальное положение. Для этого на жестком центре манометрической коробки в специальном кронштейне консольно крепится биметаллическая пластинка, расположенная параллельно плоскости жесткого центра (фиг. 7.10). К концу пластинки присоединяется тяга. Изменение температуры вызывает соответствующий изгиб пластинки вверх или вниз (вдоль тяги), перемещение тяги и поворот плеча зубчатого сектора обратно в начальное положение.

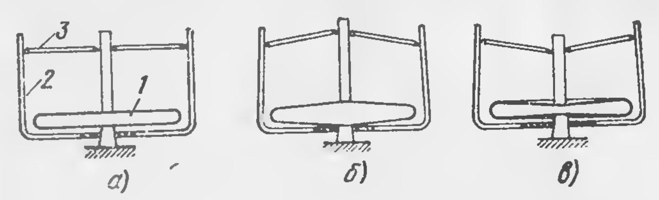


Фиг. 7.10. Анероидная коробка с биметаллическим компенсатором первого рода.

Если при ненагруженной коробке угол $\psi>\pi/2$, то сталь должна быть расположена со стороны коробки, а инвар с противоположной стороны. Если же $\psi<\pi/2$, то, наоборот, инвар располагают со стороны коробки, а сталь с противоположной стороны.

Иногда применяются и другие способы компенсации температурной инструментальной погрешности мембранных приборов, отличающиеся от описанного к и н е м а т и ч е с к о г о с п о с о б а.

Одним из таких способов является компенсация при помощи биметаллической скобы (фиг. 7.11). Этот способ заключается в следующем. Допустим, что манометрическая коробка *1* не нагружена (эскиз *а*) и имеется биметаллическая пластинка *2*, изогнутая в виде скобы [или две пластинки, консольно укрепленные на основании коробки (фиг. 7.12)]. Эта скоба при помощи игл *3* сжимает стойку, связанную с жестким центром коробки. Если положение игл строго перпендикулярно направлению стойки, то очевидно, что сила, с которой скоба сжимает стойку, никак не влияет на положение центра коробки. Но если внутрь коробки подать избыточное давление (эскиз *б*), то вследствие хода коробки иглы перестанут быть перпендикулярными стойке и составляющая силы сжатия скобы, направ-

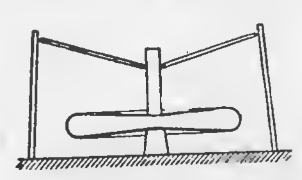


Фиг 7.11. Силовой температурный компенсатор (компенсация при помощи биметаллической скобы).

1—манометрическая коробка. *2*—биметаллическая пластинка (скоба). *3*—игла.

ленная вдоль стойки, будет стремиться увеличить ход коробки, причем до некоторого предела тем больше, чем больше ход, и независимо от направления хода коробки (эскиз *в*). Ясно, что применение скобы увеличивает общий ход коробки.

Рассмотрим действие этой биметаллической скобы в случае, когда изменяется температура чувствительного элемента. Если инвар расположен с внешней стороны скобы, а сталь с внутренней, то при понижении температуры сила сжатия увеличится и будет стремиться увеличить ход коробки, что и требуется, так как при понижении температуры модуль упругости материала коробки увеличивается, а следовательно, ход ее уменьшается. В результате увеличение хода коробки, возникшее вследствие увеличения силы сжатия скобы, скомпенсирует уменьшение хода, возникшее вследствие увеличения модуля упругости материала коробки. При повышении температуры действие этой компенсации будет обратным: скоба будет с меньшей силой сжимать стойку коробки и с меньшей силой давить на коробку.



Фиг. 7. 12. Силовой температурный компенсатор (компенсация консольно укрепленными биметаллическими пластинками).

Описанная компенсация по результату своего действия аналогична рассмотренной выше температурной компенсации второго рода, так как хотя при увеличении хода коробки увеличивается и температурная погрешность, но в то же время растет и составляющая силы сжатия, действующая вдоль стойки, и компенсация происходит по всему ходу коробки. Чтобы не применять компенсатора первого рода, в этом случае необходимо при ненагруженной коробке располагать иглы перпендикулярно стойке, а следовательно, и ходу коробки.

Этот способ компенсации будем называть с и л о в ы м.

Возможен вариант силовой компенсации, при которой скоба не сжимает, а растягивает стойку. В этом случае вместо игл применяются тяги, связывающие скобу со стойкой, а в точках соприкосновения игл со стойкой и скобой имеются шарниры. Такая схема в отношении компенсации не отличается от описанной выше, но имеет тот недостаток, что вместо увеличения вызывает уменьшение хода коробки.

Преимуществом силовой компенсации перед кинематической является возможность температурной компенсации коробки до сборки всего механизма, т. е. возможность заранее произвести температурную компенсацию узла чувствительного элемента. Недостатком этого способа является более сложное регулирование силового компенсатора, чем регулирование кинематического компенсатора; кроме того, всякое регулирование силового компенсатора вызывает изменение заданной характеристики чувствительного элемента.

При третьем способе компенсации температурных инструментальных погрешностей, называемом г а з о в ы м и применяемом только для анероидных коробок, внутри коробки оставляют некоторое количество нейтрального газа (например, азота). Механизм компенсации заключается в следующем. При повышении температуры модуль упругости материала коробки уменьшается и прогиб увеличивается, но одновременно внутри коробки повышается давление газа, которое уменьшает прогиб. Эта компенсация является полной только при каком-либо одном значении наружного давления. При давлениях, отличных от расчетного, компенсация получается неполной. Кроме того, такого рода компенсация не допускает регулирования.

Регулирование передаточного отношения и величины температурных компенсаций

Регулирование передаточного отношения в случае применения кривошипно-шатунного механизма производится путем изменения длины *a* плеча (см. фиг. 2. 18) винтом, отгибающим биметаллическую пластинку, к концу которой шарнирно прикреплена тяга. Поворот винта по часовой стрелке вызывает увеличение длины плеча, уменьшение передаточного отношения, а следовательно, и уменьшение угла поворота стрелки при неизменной нагрузке. Поворот винта против часовой стрелки вызывает обратное действие.

Величина компенсации второго рода регулируется путем перестановки винта в другое отверстие с винтовой нарезкой на валике зубчатого сектора, которых имеется несколько. Чем длиннее часть биметаллической пластинки от винта до точки крепления тяги (так называемая активная часть биметаллической пластинки), тем больше изгиб пластинки при одном и том же изменении температуры (тем больше Δa) и, следовательно, тем больше величина компенсации [см. формулу (2. 10)].

Регулирование величины компенсации первого рода осуществляется путем поворота биметаллической пластинки относительно оси $x—x$ (фиг. 7. 10). После поворота пластинка изгибается не вверх или вниз, а под углом к тяге. Тяга перемещается вверх или вниз на величину прогиба пластинки, умноженную на косинус угла ее поворота. При повороте на угол $\pi/2$ действие компенсации выключается.

Регулирование силового компенсатора производится изменением наклона иглы или параллельным перемещением игл вверх или вниз. Регулирование первого вида возможно только при наличии компенсатора первого рода, так как при изменении наклона игл нарушается условие достаточности одного силового компенсатора.

Приближенный расчет кинематических температурных компенсаторов

Для определения длины биметаллических пластинок[1] температурных компенсаторов первого и второго родов рассмотрим дезак-

[1] По методу С. С. Тихменева.

сиальный кривошипно-шатунный механизм (фиг. 7.13), связанный с манометрической коробкой. Допустим, что при некоторой нагрузке p_1 и ходе коробки w_{01} температура возросла на Δt. Вследствие этого ход центра коробки увеличится на Δw_{01} и точка крепления тяги к коробке поднимется вверх на эту величину. При наличии температурного компенсатора второго рода длина a ведомого плеча увеличится на некоторую величину Δa. Таким образом, точка крепления тяги к плечу опустится на $\Delta a \sin\alpha_1$. Для того чтобы показания прибора остались неизменными, необходимо с помощью температурного компенсатора первого рода опустить точку крепления тяги к коробке на величину, равную сумме Δw_{01} и $\Delta a \sin\alpha_1$. При этом угол α останется неизменным. Если прогиб пластинки температурного компенсатора второго рода при изменении температуры обозначить через f_2, а прогиб пластинки температурного компенсатора первого рода через f_1, то получим

$$f_1 = \Delta w_{01} + f_2 \sin\alpha_1. \qquad (7.27)$$

Фиг. 7.13. К расчету кинематических температурных компенсаторов.

При этом полагаем, что величина α положительна при отклонении кривошипа вниз, Δw_0 — при отклонении вверх, f_2—если плечо удлиняется, а f_1— при изгибе биметаллической пластинки вниз.

Это равенство справедливо в предположении, что угол β мал (что в большинстве случаев и имеет место на практике). Пусть попрежнему увеличение температуры равно Δt и, следовательно, величины f_1 и f_2 остались неизменными, но пусть давление стало равным p_2. Очевидно, что и дополнительный прогиб изменится и станет равным Δw_{02}, а угол α, определяющий положение плеча, станет равным α_2. Но если температурная погрешность скомпенсирована, то вместо равенства (7.27) получим

$$f_1 = \Delta w_{02} + f_2 \sin\alpha_2. \qquad (7.28)$$

Решая совместно выражения (7.27) и (7.28), найдем прогибы f_1 и f_2:

$$\left.\begin{aligned} f_1 &= \frac{\Delta w_{01} \sin\alpha_2 - \Delta w_{02} \sin\alpha_1}{\sin\alpha_2 - \sin\alpha_1}; \\ f_2 &= \frac{\Delta w_{01} - \Delta w_{02}}{\sin\alpha_2 - \sin\alpha_1}. \end{aligned}\right\} \qquad (7.29)$$

f_1 и f_2 — необходимые для компенсации температурные прогибы концов биметаллических пластинок. По этим прогибам можно определить и необходимые длины L пластинок, если известны параметры биметаллической пластинки, т. е. значение

$$k_0 = \frac{3}{2}\,\frac{\alpha' - \alpha''}{a + b}.$$

Здесь α' и α'' — коэффициенты линейного расширения компонентов биметалла.

Длина L_1 биметаллической пластинки компенсатора первого рода должна удовлетворять неравенству

$$k_0 \Delta t \frac{L_1^2}{2} > f_1. \qquad (7.30)$$

Из неравенства (7.30) следует, что реальный прогиб f_1 должен быть больше расчетного. Это условие необходимо для того, чтобы неточность расчета можно было исправить регулированием компенсатора. Неравенство (7.30) можно заменить равенством

$$k_0 \Delta t \frac{L_1^2}{2} = n f_1,$$

где $n = 1{,}5$—$2{,}0$.

Отсюда

$$L_1 = \sqrt{\frac{2nf_1}{k_0 \Delta t}}. \qquad (7.31)$$

Длина L_2 биметаллической пластинки компенсатора второго рода должна допускать регулирование прогиба как в сторону его увеличения, так и уменьшения. В связи с этим наиболее простым вариантом расчетного расположения точки опоры будет (см. фиг. 2.17)

$$l_1 = l_2 = \frac{L_2}{2}.$$

Подставляя эти значения l_1 и l_2 во второе слагаемое правой части формулы (2.10), получим

$$f_2 = k_0 \Delta t \frac{L_2}{4}\left(\frac{L_2}{2} + \frac{L_2}{4}\right) = k_0 \Delta t \frac{3}{16} L_2^2,$$

откуда

$$L_2 = 4\sqrt{\frac{f_2}{3k_0 \Delta t}}. \qquad (7.32)$$

По формулам (7.29) определяются необходимые прогибы f_1 и f_2, значения которых входят в выражения (7.31) и (7.32) для длин биметаллических пластинок. Для определения прогибов необходимо

знать, как изменяется модуль упругости E коробки с изменением температуры t. Расчет компенсации можно вести, полагая, что зависимость между ходом коробки и давлением линейна. Погрешность, являющаяся следствием такого допущения, перекрывается тем, что величина компенсации допускает регулирование.

Как и прежде, будем считать, что

$$E=E_0-\beta t=E_t-\beta\Delta t,$$

где E_t — модуль упругости при температуре регулирования прибора. А так как принято, что

$$w_0=\frac{cp}{E}=\frac{cp}{E_t-\beta\Delta t}, \quad (7.33)$$

то

$$dw_0=\frac{cp\beta}{(E_t-\beta\Delta t)^2}dt=\frac{cp}{E}\frac{dE}{E}=w_0\frac{dE}{E}.$$

Здесь c — коэффициент пропорциональности.

Таким образом, в формулах (7.29)

$$\Delta w_{01}=w_{01}\frac{dE}{E}$$

и

$$\Delta w_{02}=w_{02}\frac{dE}{E}.$$

Температурный коэффициент β равен для стали приблизительно 450 *кГ/см² град*, для латуни 350 *кГ/см² град*, для бронзы 300 *кГ/см² град*.

Этот расчет построен на предположении, что ход коробки есть линейная функция перепада давления. Расчет пригоден и для случая нелинейной зависимости хода коробки от перепада давления, но, конечно, решение, полученное этим методом расчета, будет приближенным.

Для случая, когда зависимость хода коробки от перепада давления нелинейна, но может быть аппроксимирована степенной функцией

$$w_0=kp^n,$$

более точный расчет удобно производить по методу, предложенному Н. Я. Вовченко и А. П. Юркевичем [1].

Формулы (7.29), (7.31) и (7.32) действительны и для расчета компенсаторов анероидных коробок. В этом случае следует только

[1] Н. Я. Вовченко, А. П. Юркевич, К вопросу расчета кинематической температурной компенсации, Авиационное приборостроение и автоматика. Сборник статей под редакцией проф. Б. А. Рябова, Оборонгиз, 1959.

отсчитывать ход (прогиб) коробки w_{01} и w_{02} от положения, при котором коробка ненагружена. Таким образом, у Земли прогиб анероидной коробки следует считать максимальным.

Приближенный расчет силового температурного компенсатора с консольно укрепленными биметаллическими пластинками

Пусть биметаллические пластинки не изогнуты в виде скобы (см. фиг. 7.11), а укреплены консольно (см. фиг. 7.12). Предположим, что таких пластинок имеется не две (как показано на фиг. 7.12), а n. Определим параметры этих пластинок.

Как и ранее, будем полагать действительной формулу (7.33). Тогда получим

$$\Delta w_0=\frac{c\beta p}{E^2}\Delta t. \quad (7.34)$$

Для того чтобы компенсировать это приращение прогиба, необходимо приложить к жесткому центру коробки дополнительную силу

$$\Delta Q=S_{эф}\Delta p,$$

где Δp — соответствующее изменение давления (которое было бы необходимо для компенсации погрешности). Определение $S_{эф}$ см. гл. II, разд. 2.

Далее из выражения (7.33) имеем

$$\Delta p=\frac{E}{c}\Delta w_0$$

и

$$\Delta Q=\frac{ES_{эф}}{c}\Delta w_0.$$

Подставляя вместо Δw_0 его значение из выражения (7.34), получим

$$\Delta Q=\frac{S_{эф}\beta}{E}p\,\Delta t. \quad (7.35)$$

Определим зависимость между усилием, развиваемым плоской (биметаллической) пружиной, и составляющей, приложенной к жесткому центру коробки (фиг. 7.14).

Сила, действующая вдоль иглы, будет $P/\cos\alpha$, а вертикальная сила, нагружающая коробку, будет

$$\frac{P}{\cos\alpha}\sin\alpha=P\,\mathrm{tg}\,\alpha.$$

Определим $\mathrm{tg}\,\alpha$. Очевидно, что

$$\mathrm{tg}\,\alpha=\frac{w_0}{\sqrt{f^2-w_0^2}}.$$

Но так как прогиб w_0 мал по сравнению с f (где f — длина иглы), то приближенно

$$\operatorname{tg}\alpha \approx \frac{w}{f}.$$

Так как на жесткий центр по условию действуют n пружин, то

$$Q = nP\operatorname{tg}\alpha = nP\frac{w_0}{f}$$

и

$$\Delta Q = n\frac{w_0}{f}\Delta P,$$

или, подставляя вместо w_0 его значение из выражения (7.33), получим

$$\Delta Q = \frac{ncp}{Ef}\Delta P. \qquad (7.36)$$

Фиг. 7. 14. К расчету силового температурного компенсатора.

Фиг. 7. 15. К расчету биметаллической пластинки силового температурного компенсатора.

Дифференциальное уравнение упругой линии трапецеидальной плоской биметаллической пластинки для малых прогибов имеет вид

$$S'' = \frac{Pk(x - x_0)l}{xd},$$

где значения l, d, x и x_0 указаны на фиг. 7. 15;

S — прогиб пластинки в точке A под действием сосредоточенной силы P в направлении, перпендикулярном плоскости пластины;

$$k = \frac{3(aE_1 + bE_2)}{(a+b)^2\, abE_1E_2}.$$

Здесь a и b — толщины компонентов биметалла;

E_1 и E_2 — соответствующие модули упругости компонентов биметалла.

Интегрируя это уравнение, найдем

$$S = Pk\left\{\frac{l}{d}\left[\frac{(l-x)^2}{2} - x_0(l-x) + x_0x\ln\frac{l}{x}\right]\right\}^*$$

При этом граничные условия были: при $x=l$ величина $S' = S = 0$.

Для точки, в которую упирается игла, имеем

$$S = Pk\left[\frac{l}{d}(l-x_0)\frac{l-3x_0}{2} + \frac{x_0^2}{M}\lg\frac{l}{x_0}\right].$$

Если выражение, заключенное в квадратных скобках, обозначить буквой B, то получим

$$S = kBP$$

и

$$\Delta S = kB\Delta P.$$

Отсюда

$$\Delta P = \frac{\Delta S}{kB}. \qquad (7.37)$$

Подставляя выражения (7.35) и (7.37) в выражение (7.36), найдем

$$\frac{S_{эф}\beta}{E}p\,\Delta t = \frac{ncp}{EfkB}\Delta S,$$

или

$$\Delta S = \frac{fkBS_{эф}\beta}{nc}\Delta t. \qquad (7.38)$$

В то же время очевидно, что температурный прогиб должен равняться ΔS, т. е.

$$\Delta S = k_0\Delta t\frac{(l-x_0)^2}{2}, \qquad (7.39)$$

где $k_0 = \frac{3}{2}\,\frac{\alpha' - \alpha''}{a+b}$;

α' и α'' — коэффициенты линейного температурного расширения компонентов биметалла.

Разделив выражение (7.38) на выражение (7.39), получим

$$\frac{B}{(l-x_0)^2} = \frac{nck_0}{2fk\beta S_{эф}}. \qquad (7.40)$$

Для этого выражения (зная параметры биметалла и коробки) можно определить значение $B/(l-x_0)^2$, а отсюда, задаваясь количе-

* Это решение дает неопределенность для прямоугольной пластинки и действительно только для x_0, соизмеримого с $l-x_0$. В случае прямоугольной пластинки неопределенность необходимо раскрыть.

ством биметаллических пластинок и значениями их геометрических параметров, кроме одного, можно определить и этот неизвестный параметр.

Более полное решение применительно к силовому компенсатору, выполненному в виде скобы, приведено в книге С. С. Тихменева [1].

5. Динамические погрешности приборов

Общие замечания. Динамические погрешности приборов возникают как вследствие того, что приборы, являющиеся материальными системами, не могут мгновенно реагировать на быстрые изменения измеряемых величин, так и в результате влияния на приборы вредных динамических возмущений. Погрешности первого типа называются *собственно динамическими*, а погрешности второго типа—*вынужденными динамическими* погрешностями, или *помехами*.

В некоторых авиационных приборах собственно динамические погрешности играют немаловажную роль. К таким приборам в первую очередь относятся акселерометры, тахометры, термометры, приборы для измерения вибраций и другие, а также все приборы, применяемые в качестве чувствительных элементов в автоматических регуляторах.

Вынужденные динамические помехи, присущие в той или иной мере всем авиационным приборам, вызываются ускорениями от движений самолета, ударами при взлете и посадке, вибрациями и ускорениями от работающих силовых установок и от аэродинамических сил. Вредные динамические возмущения, действующие на прибор, вызывают не только помехи, но нередко являются опасными с точки зрения прочности прибора.

Для характеристики свойств авиационных приборов в отношении вредных динамических возмущений введены специальные термины. Авиационный прибор называется *виброустойчивым*, если динамические помехи прибора, вызываемые динамическими возмущениями, не превышают допустимых пределов. Другими словами, виброустойчивость прибора характеризует его реакцию на вредные динамические возмущения. При этом лучшим считается тот прибор, который меньше реагирует на подобные возмущения.

Авиационный прибор считается *вибропрочным*, если динамические возмущения, имеющие место на самолете, не нарушают прочности конструкции прибора в целом или его частей.

Всякий измерительный прибор должен без запаздывания реагировать на изменения измеряемой величины. Однако вследствие инерции подвижных частей, а также наличия реактивных элементов в электрических цепях показания прибора будут отличаться от истинного значения измеряемой величины. В дальнейшем будет показано, что соответствующим выбором параметров прибора можно довести

[1] С. С. Тихменев, Элементы точных приборов, Оборонгиз, 1956.

собственно динамические погрешности прибора до допустимых пределов.

Прибор должен с достаточной точностью воспроизводить измеряемую величину и совсем не должен реагировать на вредные возмущения. Для того чтобы прибор мало реагировал на вредные возмущения, применяются различные меры, в частности амортизация приборов, определенный выбор параметров прибора и т. д.

Выше было указано, что прибор состоит из ряда детектирующих динамических звеньев и, следовательно, представляет собой сложную динамическую систему. Внешние возмущения, действующие на прибор, передаются через его определенные звенья. В дальнейшем те части прибора, через которые воздействуют полезные измеряемые сигналы и вредные возмущения, будем называть входами прибора. Очевидно, что таких входов может быть несколько. Во всяком измерительном приборе имеются звенья, выполняющие функцию воспроизведения измеряемой величины в принятых единицах измерения. Эти звенья образуют выходную часть прибора.

Если известна зависимость координат выходной части прибора от координат его входной части, то можно оценить величину собственно динамических погрешностей и помех прибора.

Теория динамических погрешностей приборов. Динамические свойства приборов принято характеризовать передаточными функциями, переходными функциями или частотными характеристиками. Для получения этих характеристик напишем уравнение прибора (при этом примем, что прибор имеет два входа, на которые воздействуют полезный измеряемый сигнал y и вредный сигнал f, и один выход, характеристикой которого является показание прибора x)

$$h(p)\,x = k(p)\,y + k_1(p)\,f, \tag{7.41}$$

где $h(p)$, $k(p)$ и $k_1(p)$—полиномы вида:

$$h(p) = a_0 p^n + a_1 p^{n-1} + \ldots + a_n;$$
$$k(p) = b_0 p^m + b_1 p^{m-1} + \ldots + b_m;$$
$$k_1(p) = c_0 p^\lambda + c_1 p^{\lambda-1} + \ldots + c_\lambda;$$

$p = \frac{d}{dt}$, $m < n$, $\lambda < n$. Коэффициенты a, b, c являются динамическими параметрами прибора.

Пользуясь тем, что с полиномами $h(p)$, $k(p)$ и $k_1(p)$ можно обращаться как с алгебраическими выражениями, и разделив обе части выражения (7.41) на $h(p)$, получим

$$x = \Pi(p)\,y + \Pi_1(p)\,f, \tag{7.42}$$

где функции оператора дифференцирования

$$\Pi(p) = \frac{k(p)}{h(p)} \quad \text{и} \quad \Pi_1(p) = \frac{k_1(p)}{h(p)} \tag{7.43}$$

называются *передаточными функциями* прибора. Первая из этих функций характеризует реакцию прибора на полезный (измеряемый) сигнал, а вторая — на вредные возмущения.

Если входные сигналы y и f являются синусоидальными функциями времени, то, заменяя оператор p величиной $j\omega$, т. е. полагая $p=j\omega$, где $j=\sqrt{-1}$, а ω — частота сигналов, вместо выражений (7. 43) получим

$$\left.\begin{aligned} c(\omega) &= \Pi(p)|_{p=j\omega}; \\ c_1(\omega) &= \Pi_1(p)|_{p=j\omega}. \end{aligned}\right\} \qquad (7.44)$$

Функции $c(\omega)$ и $c_1(\omega)$ называются *комплексными частотными характеристиками* прибора. Эти величины характеризуют реакцию прибора на синусоидальные входные сигналы разных частот.

Заметим, что так как уравнение прибора (7. 46) предполагается линейным, то сигналы y и f могут состоять из суммы любого числа гармоник. Следовательно, частотные характеристики выражения (7. 44) не теряют своего смысла и в тех случаях, когда входные сигналы y и f непериодические, но могут быть представлены интегралом Фурье.

Комплексная частотная характеристика может быть представлена в виде

$$c(\omega) = |c(\omega)|\, e^{-j\varphi(\omega)}, \qquad (7.45)$$

где $|c(\omega)|$ и $\varphi(\omega)$ называются соответственно *амплитудно-частотной и фазо-частотной характеристиками* прибора.

Если входные сигналы y и f являются единичными функциями, то соответствующие реакции прибора $\sigma(t)$ и $\sigma_1(t)$ на эти сигналы называются *переходными функциями* прибора.

Свойства приборов в отношении динамических погрешностей будем сравнивать со свойствами некоторого воображаемого прибора, обладающего идеальными характеристиками. Идеальным будем называть такой прибор, в котором измеряемая величина y воспроизводится без искажений, а вредные сигналы f не воспроизводятся совсем.

Из выражения (7. 42) видно, что прибор будет без искажений воспроизводить измеряемую величину y, если передаточная функция $\Pi(p)$ не зависит от оператора дифференцирования и является постоянной величиной, т. е.

$$\Pi(p) = A = \text{const}. \qquad (7.46)$$

Так как нас будут интересовать приборы для измерения сигналов со спектральным составом от нуля до некоторой конечной частоты, то в качестве постоянной A следует взять значение $\Pi(p)$ при $p \to 0$. Другими словами, в идеальном приборе должно быть

$$\Pi(p) = \Pi(0) \qquad (7.47)$$

для всего диапазона частот полезного сигнала y. Очевидно, что $\Pi(0) \neq 0$.

Для того чтобы прибор не реагировал на вредные возмущения, его передаточная функция $\Pi_1(p)$ должна равняться нулю тождественно

$$\Pi_1(p) \equiv 0 \qquad (7.48)$$

для всего диапазона частот вредных возмущений.

Вместо передаточных функций свойства идеального прибора можно оценивать комплексными частотными характеристиками

$$\left.\begin{aligned} c(\omega) &= c(0); \\ c_1(\omega) &= 0. \end{aligned}\right\} \qquad (7.49)$$

Характеристики реальных приборов можно в той или иной мере приблизить к этим идеальным характеристикам. В реальных приборах нет необходимости удовлетворять условиям (7. 47), (7. 48) или (7. 49) на всем диапазоне частот от нуля до бесконечности, а достаточно удовлетворить этим условиям в диапазоне существенных частот сигналов y и f, простирающихся от нуля до некоторой конечной частоты.

Выражения (7. 47)—(7. 49) можно трактовать и по-иному. Так, например, прибор можно рассматривать по отношению к полезным сигналам как низкочастотный фильтр, а по отношению к вредным сигналам — как высокочастотный. Ниже будет показано, что одновременно удовлетворить этим двум условиям трудно, особенно в тех случаях, когда полезные и вредные сигналы передаются на прибор через один вход, а спектры сигналов перекрываются.

Аналогично выражениям (7. 47)—(7. 49) приведем выражения для переходных функций идеального прибора

$$\left.\begin{aligned} \sigma(t) &= \sigma(\infty); \\ \sigma_1(t) &= 0. \end{aligned}\right\} \qquad (7.50)$$

Если через $x_0(t)$ обозначить неискаженную реакцию прибора на полезный сигнал, а через $x_1(t)$ — реакцию прибора на вредные возмущения, то для идеального прибора можно написать

$$\left.\begin{aligned} x(t) &= x_0(t); \\ x_1(t) &= 0. \end{aligned}\right\} \qquad (7.51)$$

Дадим количественное определение динамических погрешностей прибора, под которыми будем подразумевать разность между идеальной (требуемой) и действительной характеристиками прибора, например,

$$\left.\begin{aligned} \Delta\Pi(p) &= \Pi(0) - \Pi(p); \\ \Delta\Pi_1(p) &= -\Pi_1(p). \end{aligned}\right\} \qquad (7.52)$$

Чем меньше погрешности $\Delta \Pi(p)$ и $\Delta \Pi_1(p)$, тем точнее прибор воспроизводит полезный сигнал и тем слабее реагирует на вредные возмущения.

Подобно формулам (7.52) динамические погрешности можно представить в следующих видах:

$$\left.\begin{aligned}\Delta c(\omega) &= c(0) - c(\omega);\\ \Delta c_1(\omega) &= -c_1(\omega).\end{aligned}\right\} \quad (7.53)$$

$$\left.\begin{aligned}\Delta \sigma(t) &= \sigma(\infty) - \sigma(t);\\ \Delta \sigma_1(t) &= -\sigma_1(t).\end{aligned}\right\} \quad (7.54)$$

$$\left.\begin{aligned}\Delta x(t) &= x_0(t) - x(t);\\ \Delta x_1(t) &= -x_1(t).\end{aligned}\right\} \quad (7.55)$$

Погрешности вида (7.52) называются *операционными*, (7.53) — *частотными*, (7.54) — *переходными*, а (7.55) — погрешностями *формы*. Так как между различными видами погрешностей существуют определенные соотношения, то знание любой пары погрешностей из формул (7.52)—(7.55) достаточно для оценки динамических свойств прибора.

Из формул (7.52)—(7.55) видно, что динамические погрешности прибора тем меньше, чем больше его характеристики приближаются к характеристикам идеального прибора.

В работе В. А. Боднера[1] на основе теории приближения функций разработаны методы выбора параметров динамических систем (в том числе измерительных приборов) из условия минимума динамических погрешностей. Приведем некоторые результаты этой работы.

Рассмотрим сначала передаточную функцию $\Pi(p)$. Разложим ее в ряд по p, который, очевидно, будет сходящимся в области малых p (для медленных процессов). Получим

$$\Pi(p) = \Pi(0) + \Pi'(0)\frac{p}{1!} + \Pi''(0)\frac{p^2}{2!} + \Pi'''(0)\frac{p^3}{3!} + \ldots \quad (7.56)$$

Подставляя это значение $\Pi(p)$ в первую формулу (7.52), найдем

$$\Delta \Pi(p) = -\Pi'(0)\frac{p}{1!} - \Pi''(0)\frac{p^2}{2!} - \Pi'''(0)\frac{p^3}{3!} - \ldots \quad (7.57)$$

В этом выражении $\Pi'(0)$, $\Pi''(0)$, $\Pi'''(0)$,....— производные передаточной функции $\Pi(p)$ по p при $p \to 0$. Таким образом, если известна передаточная функция прибора $\Pi(p)$, то динамические погрешности его можно определить по формуле (7.57). Эта формула дает возможность выбрать параметры прибора из условия малости

[1] В. А. Боднер, О выборе параметров регулируемых систем, Оборонгиз, 1953.

погрешностей. В самом деле, если параметры прибора выбрать из условий, что

$$\Pi'(0) = \Pi''(0) = \Pi'''(0) = \ldots = 0, \quad (7.58)$$

то погрешность $\Delta \Pi(p)$ обратится в нуль.

Условия (7.58), позволяющие выбрать параметры таким образом, что погрешности прибора минимальны, называются *условиями оптимальности*.

Аналогично выражению (7.57) можно определить погрешность $\Delta \Pi_1(p)$.

$$\Delta \Pi_1(p) = -\Pi_1(0) - \Pi_1'(0)\frac{p}{1!} - \Pi_1''(0)\frac{p^2}{2!} - \Pi_1'''(0)\frac{p^3}{3!} - \ldots \quad (7.59)$$

Приравнивая в этом выражении члены $\Pi_1(0)$, $\Pi_1'(0)$, $\Pi_1''(0)$, ... нулю, получим минимальное значение погрешности $\Delta \Pi_1(p)$. Из выражений $\Pi_1'(0) = \Pi_1'(0) = \Pi_1''(0) = \ldots = 0$ можно найти параметры прибора, при которых погрешность $\Delta \Pi_1(p)$ будет минимальной.

Очевидно, что число уравнений (7.58) не может превышать числа независимых параметров, входящих в передаточную функцию $\Pi(p)$.

В качестве примера рассмотрим передаточную функцию вида

$$\Pi(p) = \frac{1}{p^2 + 2d\nu p + \nu^2}, \quad (7.60)$$

где ν — собственная частота прибора, а d — относительное затухание. Передаточную функцию вида (7.60) имеют многие приборы, в том числе гальванометр, шлейфовый осциллограф и др.

Введем в выражение (7.60) новую переменную q

$$p = q\nu,$$

тогда

$$\Pi(p) = \frac{1}{q^2\nu^2 + 2d\nu^2 q + \nu^2} = \frac{1}{\nu^2}\,\frac{1}{q^2 + 2dq + 1}.$$

Теперь, опустив в этом выражении постоянный множитель $1/\nu^2$, так как он не играет существенной роли, и переходя снова к прежним обозначениям оператора дифференцирования, получим

$$\Pi(p) = \frac{1}{p^2 + 2dp + 1}. \quad (7.61)$$

Заметим, что в этом выражении имеется только один независимый параметр — относительное затухание d.

Определим такое значение параметра d, при котором погрешности прибора минимальны. Для этого найдем производные функции $\Pi(p)$. Если найти вторую производную и приравнять ее нулю (пер-

вая производная дает физически неосуществимые значения параметров), то получим

$$d=\frac{1}{2}.$$

Из условия $\Pi'''(0)=0$ находим $d=\sqrt{2}/2=0{,}707$.

Если приравнивать нулю производные $\Pi^{\mathrm{IV}}(0)$; $\Pi^{(\mathrm{V})}(0)$; $\Pi^{(\mathrm{VI})}(0)$; $\Pi^{(\mathrm{VII})}(0)$ и $\Pi^{(\mathrm{VIII})}(0)$, то получим соответственно

$$d=\frac{\sqrt{3+\sqrt{5}}}{2\sqrt{2}}=0{,}812;$$

$$d=\frac{\sqrt{3}}{2}=0{,}867;$$

$$d=0{,}90;\quad d=0{,}925;\quad d=0{,}95.$$

Отсюда следует, что чем более высокая производная функции $\Pi(p)$ при $p\to 0$ приравнивается нулю, тем больше система приближается к граничной апериодической (граница апериодичности при $d=1$).

Теперь оценим погрешности прибора с точки зрения частотных соотношений. Комплексные частотные характеристики, подобно передаточным функциям, можно разложить в ряды и получить выражения для погрешностей. Сейчас будем оперировать не с комплексной частотной характеристикой, а с амплитудно-частотной характеристикой [см. (7.45)]. Введем обозначения

$$\lambda(\omega)=|c(\omega)|^2=c^2(\omega)$$

и разложим $\lambda(\omega)$ в ряд по ω. Получим

$$\lambda(\omega)=\lambda(0)+\lambda'(0)\frac{\omega}{1!}+\lambda''(0)\frac{\omega^2}{2!}+\lambda'''(0)\frac{\omega^3}{3!}+\ldots \tag{7.62}$$

Амплитудно-частотная погрешность будет

$$\Delta\lambda(\omega)=-\lambda'(0)\frac{\omega}{1!}-\lambda''(0)\frac{\omega^2}{2!}-\lambda'''(0)\frac{\omega^3}{3!}-\ldots \tag{7.63}$$

Если удовлетворить условиям

$$\lambda'(0)=\lambda''(0)=\lambda'''(0)=\ldots=0, \tag{7.64}$$

то амплитудно-частотная погрешность обратится в нуль.

Рассмотрим амплитудно-частотную характеристику для прибора с передаточной функцией (7.61). Полагая в выражении (7.61) $p=j(\omega)$ (здесь $\omega=\omega'/\nu$, ω'— круговая частота) и взяв квадрат модуля, получим

$$\lambda(\omega)=\frac{1}{(1-\omega^2)^2+4d^2\omega^2}. \tag{7.65}$$

Производные этой функции при $\omega\to 0$ будут

$$\lambda'(0)=0;$$

$$\lambda''(0)=-2(2d^2-1);$$

$$\lambda'''(0)=0;$$

$$\lambda^{(\mathrm{IV})}(0)=24[4(2d^2-1)-1];$$

$$\lambda^{(\mathrm{V})}(0)=0;$$

$$\lambda^{(\mathrm{VI})}(0)=-720[2(2d^2-1)+1-2d];$$

$$\lambda^{\mathrm{VII}}(0)=0.$$

Приравнивая нулю четные производные (нечетные производные равны нулю тождественно), найдем

$$\left.\begin{aligned}\lambda''(0)&=0,\quad d=\frac{\sqrt{2}}{2}=0{,}707;\\ \lambda^{(\mathrm{IV})}(0)&=0,\quad d=\frac{\sqrt{3}}{2}=0{,}867;\\ \lambda^{(\mathrm{VI})}(0)&=0,\quad d=\frac{\sqrt{2+\sqrt{2}}}{2}=0{,}925.\end{aligned}\right\} \tag{*}$$

Отсюда следует, что чем более высокая производная от $\lambda(\omega)$ по ω при $\omega\to 0$ приравнивается нулю, тем больше прибор приближается к апериодическому.

Из выражения (7.45) следует, что одна комплексная частотная характеристика прибора эквивалентна двум вещественным: амплитудно-частотной и фазо-частотной характеристикам. В соответствии с этим, помимо амплитудно-частотной погрешности, определяемой соотношением (7.63), имеет значение фазо-частотная погрешность, которая определяется по формуле

$$\Delta\varphi(\omega)=\varphi'(0)\,\omega-\varphi(\omega).$$

При этом фазо-частотная погрешность равна нулю, если фазо-частотная характеристика прибора является линейной функцией частоты.

Применение общих положений теории приборов к авиационным приборам позволяет выбрать параметры этих приборов из условий минимума динамических погрешностей.

Методы уменьшения собственно динамических погрешностей. Рассмотрим технические методы, удовлетворяющие условию (7.47), т. е. методы конструктивного осуществления приборов, при которых в передаточной функции $\Pi(p)$ будут от-

сутствовать члены с оператором p. Следует отметить, что удовлетворить условию (7.47) можно только с некоторой точностью.

На практике находят применение метод изменения параметров, метод дифференцирования и метод обратной связи.

Для пояснения идеи метода изменения параметров обратимся к формуле (7.60). Если в этой формуле увеличивать член ν^2 по сравнению с членами p^2 и $2d\nu p$, то в пределе получим

$$\Pi(p) \approx \frac{1}{\nu^2}. \tag{7.66}$$

Таким образом, *для уменьшения динамических погрешностей прибора следует увеличивать его собственную частоту.* При этом следует иметь в виду, что чувствительность прибора уменьшается обратно пропорционально квадрату частоты.

В реальных условиях соотношение типа (7.66) получается с некоторым приближением, которое сейчас оценим. Обращаясь снова к формуле (7.60) и полагая $p=j\omega$, получим

$$c(\omega) = \frac{1}{\nu^2 - \omega^2 + 2d\nu j\omega} = \frac{1}{\nu^2\left[1 - \frac{\omega^2}{\nu^2} + 2dj\frac{\omega}{\nu}\right]} \tag{7.67}$$

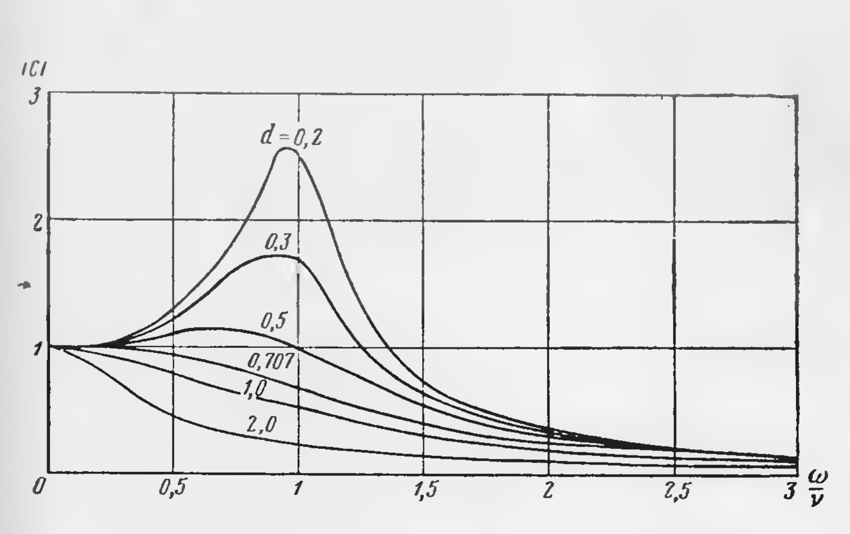
Отсюда находим амплитудно-частотную и фазо-частотную характеристики

$$|c(\omega)| = \frac{1}{\nu^2}\,\frac{1}{\sqrt{\left(1 - \frac{\omega^2}{\nu^2}\right)^2 + 4d^2\frac{\omega^2}{\nu^2}}}; \tag{7.68}$$

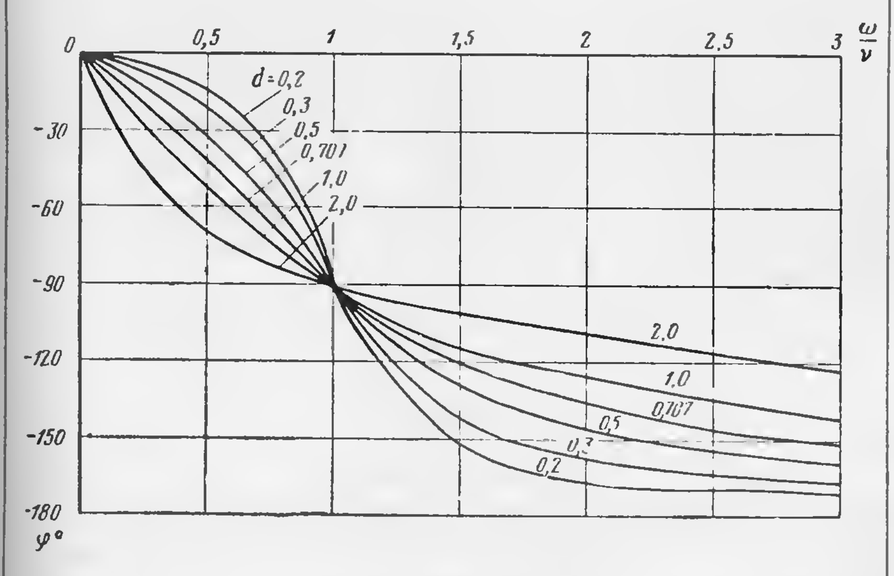
$$\varphi(\omega) = \operatorname{arc\,tg}\frac{2d\frac{\omega}{\nu}}{1 - \frac{\omega^2}{\nu^2}}. \tag{7.69}$$

На фиг. 7.16 и 7.17 приведены характеристики $|c(\omega)|$ и $\varphi(\omega)$ при значениях относительного затухания $d=0{,}2$; 0,3; 0,5; 0,707; 1,0; 2,0. Как видно, амплитудно-частотная характеристика мало отклоняется от прямой линии, параллельной оси абсцисс в области частот $\omega/\nu<0{,}2$. В этой же области частот фазо-частотная характеристика близка к прямой линии с углом наклона, равным $\varphi'(0)$.

Из рассмотрения характеристик $|c(\omega)|$ и $\varphi(\omega)$ (фиг. 7.16 и 7.17), а также на основании соотношений (*) и (7.66) можно сделать вывод, что прибор будет иметь тем меньшие динамические погрешности, чем больше его собственная частота по сравнению с частотой измеряемой величины (или чем меньше период собственных колебаний прибора по сравнению со временем нарастания



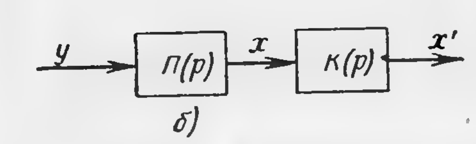
Фиг. 7.16. Амплитудно-частотные характеристики приборов.



Фиг. 7.17. Фазо-частотные характеристики приборов.

измеряемой величины); относительное затухание d прибора должно быть порядка 0,7—1,0. Если собственная частота прибора превышает частоту измеряемой величины в 8—10 раз, то при относительном затухании $d=0{,}7-1{,}0$ динамические погрешности не превышают 1%.

Следует подчеркнуть, что один и тот же прибор будет давать различные погрешности при измерении величин, по-разному изменяющихся во времени. Другими словами, динамические погрешности определяются не только свойствами прибора, но и видом измеряемых величин.



Фиг. 7. 18. Структурные схемы прибора.

Таким образом, *уменьшение динамических погрешностей прибора методом изменения параметров сводится к выбору соответствующих значений динамических параметров прибора* (собственной частоты, относительного затухания и др.).

Метод изменения параметров находит широкое применение в приборостроении, однако возможности этого метода ограничены, так как существенное уменьшение погрешностей достигается в данном случае за счет уменьшения чувствительности прибора.

Более эффективным методом уменьшения динамических погрешностей является метод дифференцирования. Идея метода состоит в том, что в прибор, для которого справедливо уравнение (7.42), добавляются устройства, которые позволяют получить производные от измеряемого сигнала. Подобные устройства называются *корректирующими*. На фиг. 7.18 приведены структурные схемы прибора без корректирующего устройства (*а*) и с корректирующим устройством (*б*). Если в первом случае уравнение прибора имеет вид

$$x=\Pi(p)y,$$

то во втором случае

$$x=\Pi(p)y;$$

$$x'=k(p)x$$

или

$$x'=k(p)\Pi(p)y, \tag{7.70}$$

где $k(p)$—передаточная функция корректирующего устройства.

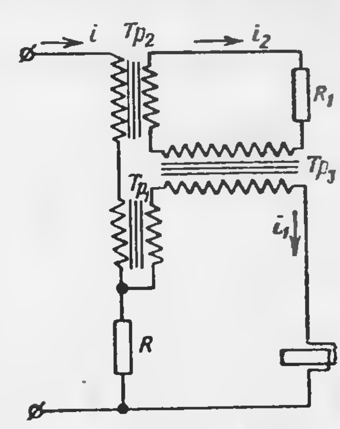
Выбирая параметры корректирующего устройства из условия

$$k(p)=\frac{c}{\Pi(p)}, \tag{7.71}$$

где c — постоянная величина, получим полную компенсацию динамических погрешностей.

Этот метод уменьшения динамических погрешностей находит широкое применение в измерительных устройствах автоматических регуляторов.

В качестве первого примера приведем схему электрического дифференцирования, применяемую в реографе Абрагама. Этот прибор представляет собой гальванометр с низкой собственной частотой, предназначенный для записи быстрых электрических колебаний. Для записи высокочастотных колебаний прибором с низкой собственной частотой необходимо скорректировать динамические погрешности. На фиг. 7. 19 показана одна из возможных схем коррекции. В этой схеме $Тр_1$, $Тр_2$ и $Тр_3$— трансформаторы с малым входным сопротивлением. Вторичные напряжения каждого из этих трансформаторов пропорциональны производным первичных токов. В цепи рамки гальванометра будет протекать ток, состоящий из трех слагаемых: первая слагаемая пропорциональна измеряемому току i, вторая, наводимая в трансформаторе $Тр_1$,— пропорциональна первой производной от i, третья, наводимая через вспомогательный контур посредством трансформаторов $Тр_2$ и $Тр_3$, пропорциональна второй производной от i.



Фиг. 7. 19. Схема корректирующего трансформатора.

Если коэффициенты взаимной индукции соответствующих трансформаторов обозначить через M_1, M_2 и M_3, то можно написать

$$\left.\begin{aligned} e_1&=M_1\frac{di}{dt};\quad e_2=M_2\frac{di}{dt};\quad e_3=M_3\frac{di_2}{dt};\\ i_2&\approx\frac{e_2}{R_1}=\frac{M_2}{R_1}\frac{di}{dt}.\end{aligned}\right\} \tag{7.72}$$

Отсюда находим э. д. с. e в контуре гальванометра

$$\left.\begin{aligned} e_0&=Ri;\\ e_1&=M_1\frac{di}{dt};\\ e_3&=\frac{M_2M_3}{R_1}\frac{d^2i}{dt^2}.\end{aligned}\right\} \tag{7.73}$$

Сила тока i_1 в рамке гальванометра будет

$$i_1=\frac{e_0+e_1+e_3}{R_1}$$

или

$$\left(\frac{M_2M_3}{R_1}p^2+M_1p+R\right)i=K'i_1. \tag{7.74}$$

Следовательно, передаточная функция корректирующего контура будет

$$k(p)=\frac{M_2M_3}{R'R_1}p^2+\frac{M_1}{R'}p+\frac{R}{R'}. \qquad (7.75)$$

Так как при последовательном включении (см. фиг. 7.19) передаточные функции перемножаются, то, полагая, что для гальванометра справедливо соотношение (7.60), получим

$$\Pi(p)\,k(p)=\frac{1}{p^2+2d\nu p+\nu^2}\left(\frac{M_2M_3}{R'R_1}p^2+\frac{M_1}{R'}p+\frac{R}{R'}\right). \qquad (7.76)$$

Если выбор параметров корректирующего контура обусловить равенствами

$$\frac{M_2M_3}{R'R_1}=\frac{M_1}{2d\nu R'}=\frac{R}{R'\nu^2}=c, \qquad (7.77)$$

то получим

$$\Pi(p)\,k(p)=c,$$

т. е. погрешности прибора скомпенсированы полностью.

Таким образом, недостатки механической части гальванометра (низкая собственная частота) могут быть скомпенсированы в его электрической части.

В качестве второго примера рассмотрим схему компенсации динамических погрешностей термометров, в частности термоэлектрических термометров. Термоэлектродвижущая сила термопары пропорциональна температуре ϑ чувствительного элемента, а эта температура связана с измеряемой температурой ϑ_0 соотношением

$$(\tau p+1)\,\vartheta=\vartheta_0, \qquad (7.78)$$

где τ — постоянная времени. Следовательно,

$$e=\varepsilon\vartheta=\frac{\varepsilon\vartheta_0}{\tau p+1}.$$

Отсюда находим передаточную функцию термопары

$$\frac{e}{\vartheta_0}=\frac{\varepsilon}{\tau p+1}. \qquad (7.79)$$

Возьмем в качестве корректирующего устройства контур, показанный на фиг. 7.20. Передаточная функция этого контура, как легко показать, имеет вид

$$\frac{u_2}{e}=k(p)=\sigma\frac{Tp+1}{\sigma Tp+1},$$

где $T=CR_1$ — постоянная времени, а $\sigma=\frac{R_2}{R_1+R_2}$.

Если выбрать сопротивления R_1 и R_2 из условия $R_1\gg R_2$, то в знаменателе членом σTp можно пренебречь по сравнению с единицей. Тогда находим

$$k(p)\approx\sigma(Tp+1). \qquad (7.80)$$

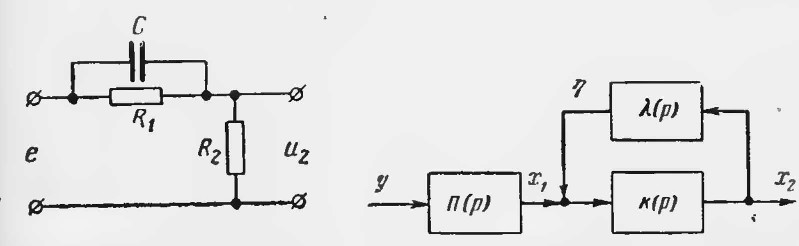
Перемножая передаточные функции (7.79) и (7.80), получим

$$\Pi(p)\,k(p)=\frac{\sigma\varepsilon}{\tau p+1}(Tp+1).$$

Если выбор параметров корректирующего контура обусловить требованием

$$\tau=T, \qquad (7.81)$$

то можно полностью устранить динамические погрешности термометра.



Фиг. 7.20. Схема корректирующего контура.

Фиг. 7.21. Схема коррекции с использованием обратной связи.

Метод дифференцирования дает хорошие результаты в том случае, когда помехи находятся в допустимых пределах. При наличии помех, особенно высокочастотных, полезный сигнал может быть забит помехами.

Сущность метода обратной связи применительно к коррекции динамических погрешностей заключается в том, что с выхода прибора подаются соответствующим образом фазированные сигналы на предыдущие звенья прибора. На фиг. 7.21 приведена структурная схема, поясняющая сущность этого метода. В этой схеме звено с передаточной функцией $\Pi(p)$—основной прибор, $k(p)$—усилитель, а $\lambda(p)$—звено обратной связи. Для этой схемы имеются соотношения

$$\left.\begin{aligned} x_1&=\Pi(p)\,y;\\ x_2&=k(p)\,(x_1-\eta);\\ \eta&=\lambda(p)\,x_2. \end{aligned}\right\} \qquad (7.82)$$

Исключив из этих соотношений все переменные, кроме y и x_2, найдем

$$x_2=\frac{k(p)\,\Pi(p)}{1+k(p)\,\lambda(p)}y. \qquad (7.83)$$

Если выбрать коэффициент $k(p)$ усиления усилительного устройства достаточно большим, т. е. таким, что $k(p)\lambda(p) \gg 1$, то

$$x_2 \approx \frac{\Pi(p)}{\lambda(p)} y. \qquad (7.84)$$

Теперь достаточно удовлетворить условию

$$\frac{\Pi(p)}{\lambda(p)} = c = \text{const}, \qquad (7.85)$$

чтобы скорректировать динамические погрешности прибора.

Не останавливаясь на частных примерах применения метода обратной связи, заметим, что этот метод находит широкое применение в измерительных устройствах автоматических регуляторов.

Методы уменьшения помех. Вредные возмущения, вызывающие динамические помехи авиационных приборов, возникают от вибраций силовых установок, аэродинамических сил, эволюций самолета и ударов при взлете и посадке. На самолетах с поршневыми двигателями вибрации создаются, главным образом, работающими двигателями. На самолетах с турбореактивными двигателями вибрации создаются как работающими двигателями, так и аэродинамическими силами, однако интенсивность этих вибраций значительно ниже, чем в случае поршневых двигателей.

Вибрации представляют собой периодические колебания сложной формы. Основная частота вибраций от силовых установок соответствует числу оборотов установок. Вторая и более высокие гармоники вибраций кратны основной частоте; их интенсивность убывает с увеличением номера гармоники и обычно уже пятая гармоника имеет пренебрежимо малую интенсивность. Нижняя граница диапазона частот вибраций составляет 16—20 *гц;* верхняя граница для самолетов с поршневыми двигателями 80—100 *гц,* а для самолетов с турбореактивными двигателями 200 *гц.* Ввиду того, что интенсивность вибраций на самолетах с реактивными двигателями значительно меньше, чем на самолетах с поршневыми двигателями, во всех случаях принимают диапазон частот вибраций от 20 до 80 *гц.*

Интенсивность вибраций на самолете оценивается вибрационной перегрузкой j, представляющей собой отношение амплитуды ускорения при вибрациях w_m к ускорению силы тяжести g, т. е.

$$j = \frac{w_m}{g}. \qquad (7.86)$$

Для синусоидальных вибраций типа $x = a \sin \omega t$, где a—амплитуда вибраций, ускорение будет

$$\ddot{x} = -a\omega^2 \sin \omega t = -w_m \sin \omega t.$$

Следовательно,

$$j = \frac{a\omega^2}{g} = \frac{4\pi^2 a f^2}{g}. \qquad (7.86')$$

Так как вибрации несинусоидальны, то максимальная перегрузка будет равна сумме перегрузок от каждой синусоидальной составляющей.

Значения максимальной вибрационной перегрузки в различных частях самолета с поршневыми двигателями приведены в таблице.

Узлы самолета	Вибрационная перегрузка
Двигатель	6—10
Рама двигателя	4—6
Фюзеляж	2,5—4
Неамортизированная приборная доска	1,5—2,5
Амортизированная приборная доска	0,6—1,5

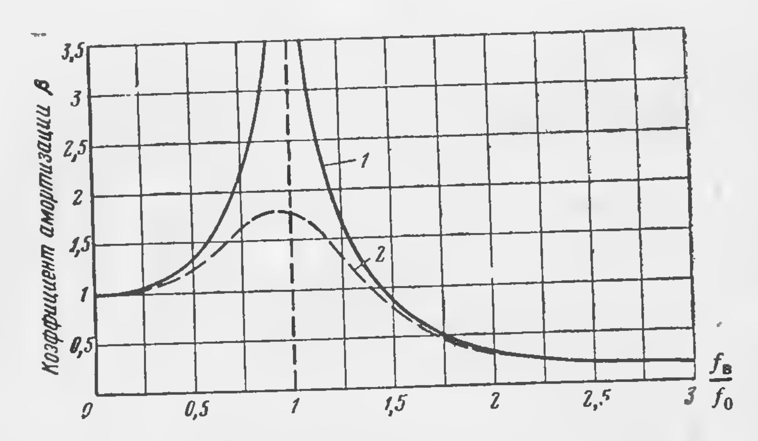
Для уменьшения влияния вредных возмущений на показания авиационных приборов применяются следующие мероприятия: 1) приборы размещают в местах самолета, подвергающихся малым вибрациям; 2) параметры приборов выбирают из условий слабого реагирования их на вредные возмущения; 3) приборы защищают от вредных возмущений посредством специальных фильтров (амортизаторов).

Возможность размещения приборов в местах самолета, подвергающихся малым перегрузкам, ограничена, так как приборы должны быть размещены или на приборной доске (указатели), или в местах замера (датчики). Но в некоторых случаях размещение элементов приборов в таких местах возможно. Так, например, усилительные устройства и другие промежуточные элементы приборов, размещаемые часто в фюзеляже, работают вполне удовлетворительно.

Передача возмущений на приборы происходит, главным образом, через неуравновешенные элементы подвижных систем, поэтому подвижные системы должны быть статически и динамически уравновешены.

Прибор будет слабо реагировать на внешние возмущения, если его передаточная функция по этим возмущениям имеет вид $\Pi_1(p) \to 0$ для всего диапазона частот возмущений. В некоторых случаях возможен такой выбор параметров приборов, при котором это условие будет выполнено, например, если диапазоны частот полезного сигнала y и помех F не совпадают. Из частотной характеристики прибора (см. фиг. 7.16) видно, что если частоты вредных возмущений превышают частоту собственных колебаний прибора, то он будет слабо реагировать на эти возмущения. Если учесть, что для уменьшения собственно динамических погрешностей собственная частота прибора должна быть достаточно большой, то возможности этого способа уменьшения помех также ограничены.

Наибольшее распространение на самолетах получила защита приборов от помех посредством специальных фильтров (амортизаторов). При этом амортизаторы могут быть индивидуальными (когда каждый прибор защищается от помех отдельно) и групповыми (когда предохраняются от возмущений группы приборов, размещенных в одном месте, например на приборной доске). Амортизаторы обычно устанавливаются между приборами и источником возмущений таким образом, что возмущения, передаваемые на прибор, или совсем поглощаются, или значительно ослабляются.



Фиг. 7.22. Резонансная кривая.

1—амортизатор без демпфирования. 2—амортизатор с демпфированием.

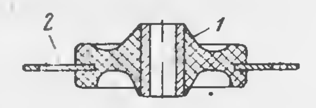
Если между прибором и источником возмущений включается амортизатор, то его роль сводится к тому, чтобы обратить в нуль передаточную функцию по вредным возмущениям, т. е. $\Pi_1(p) \to 0$. Для пояснения этого предположим, что приборы размещены на амортизированной приборной доске, т. е. на доске, упруго связанной с корпусом самолета. Полагая, что такая система имеет одну степень свободы, будем оценивать ее свойства резонансной кривой (фиг. 7.22). Здесь по оси ординат отложен коэффициент амортизации β, а по оси абсцисс — отношение частоты возмущений $f_в$ к частоте собственных колебаний f_0. Чем меньше коэффициент амортизации β, тем слабее прибор реагирует на вредные возмущения. Следовательно, параметры амортизатора необходимо выбирать из условия, при котором коэффициент амортизации получается наименьшим. На фиг. 7.22 кривая *1* относится к амортизатору без демпфирования, а кривая *2*—к амортизатору с демпфированием. Легко видеть, что демпфирование способствует уменьшению амплитуды колебаний, особенно в области резонанса.

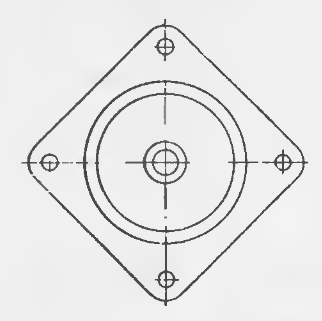
Уменьшение амплитуды вибраций приборной доски достигается, как видно из фиг. 7.22, для частот вибраций, удовлетворяющих условию

$$\frac{f_в}{f_0} > 1{,}5, \qquad (7.87)$$

т. е. когда частота собственных колебаний приборной доски значительно меньше частоты возмущений. Если учесть, что наименьшая частота вибраций равна 20 *гц*, то частота собственных колебаний приборной доски, закрепленной на амортизаторах, должна быть не более

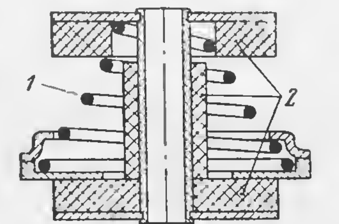
$$f_0 < \frac{f_в}{1{,}5} = \frac{20}{1{,}5} \approx 13\ гц.$$

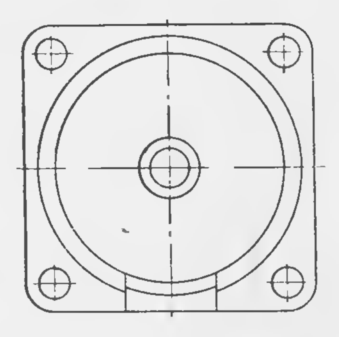




Фиг. 7.23. Резиновый амортизатор.

1—резиновый амортизатор, 2—арматура.





Фиг. 7.24. Пружинный амортизатор.

1—пружина, 2—резиновый ограничитель.

В практических условиях находят применение два типа амортизаторов: резиновый (фиг. 7.23) и пружинный (фиг. 7.24). Резиновые амортизаторы широко применяются вследствие простоты конструкции и естественного демпфирования, однако недостатком их является зависимость упругости резины от температуры окружающей среды. Пружинные амортизаторы обладают большим постоянством свойств, но имеют более сложную конструкцию. Резиновые втулки в этих амортизаторах служат ограничителями, предохраняющими приборную доску от резких ударов при посадке и рулежке самолета.

Глава VIII

МАНОМЕТРЫ

1. Общие сведения

Приборы, предназначенные для измерения относительного давления, называются *манометрами*, а приборы для измерения абсолютного давления—*барометрами*.

Деление приборов на манометры и барометры до некоторой степени условно, так как барометр можно считать частным случаем манометра, в котором одно из измеряемых давлений равно нулю.

В авиации манометры применяются для измерения давления топлива, масла в маслосистеме, наддува и т. д. Кроме того, измерителями давления являются барометрические высотомеры, указатели скорости, вариометры, манометрические термометры и др. Находят также применение приборы для измерения переменных давлений, называемые индикаторами.

Рассмотрим кратко различные методы измерения давления, применяемые в авиационном приборостроении.

Наибольшее распространение получили методы измерения, в которых силы измеряемого давления непосредственно сравниваются или с силами тяжести, или с упругими силами. На этих методах основаны жидкостные и пружинные манометры.

К этим методам близки методы измерения, в которых силы давления воздействуют на различные параметры схем, устройств и т. д. В этой связи следует упомянуть об электрических методах, в которых силы давления оказывают вентильное действие на такие параметры электрических схем, как сопротивление, емкость, индуктивность. По существу, в электрических методах измеряемая неэлектрическая величина — давление преобразуется в изменение сопротивления, емкости, коэффициента самоиндукции.

Укажем на некоторые приборы, построенные на электрических методах. Широкое применение находят приборы, в которых силы измеряемого давления используются для изменения омического сопротивления, выполняемого в виде реостата, или сопротивления растягиваемой проволоки, сопротивления угольного столбика и т. д. Измерение давления в этих случаях сводится к измерению омического сопротивления посредством мостиковых схем. Приборы, по-

строенные на емкостном методе измерения, стали обычными в исследовательских лабораториях, предпринимаются попытки применения их в качестве бортовых приборов на самолете.

В случае измерения быстроизменяющихся давлений весьма ценными оказываются приборы, построенные на пьезоэлектрическом и электромагнитном методах измерения.

Авиационные манометры должны удовлетворять следующим основным требованиям:

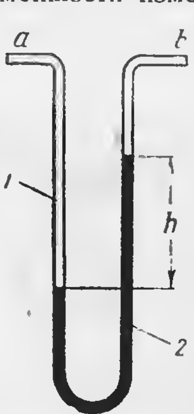
а) допустимые погрешности при нормальных условиях не должны превышать: при измерении давления наддува $+2\%$, при измерении давления масла $+3\%$;

б) манометры должны быть дистанционными.

2. Жидкостные манометры

Жидкостные манометры широко применяются в лабораторной практике благодаря своим ценным качествам: большой точности, простоте конструкции, устойчивости показаний, возможности измерения весьма малых давлений.

Жидкостный манометр (фиг. 8. 1) выполняется в виде U-образной стеклянной трубки *1*, которая заполняется жидкостью *2*. К концам трубки *a* и *b* подводятся давления, разность которых измеряется прибором.



Фиг. 8. 1. Жидкостный манометр.

1—трубка. *2*—жидкость. *a*, *b*—концы трубки.

Разность измеряемых давлений p пропорциональна разности уровней

$$p = \gamma h, \tag{8. 1}$$

где p — разность давлений;

h — разность уровней (высот столба) жидкости;

γ — удельный вес жидкости.

Если удельный вес γ остается постоянным, то высота столба h может служить мерой давления.

В жидкостных манометрах употребляются ртуть и вода [1], поэтому давление можно измерять в миллиметрах ртутного или водяного столба.

Жидкостным манометрам присущи методические погрешности: температурная и широтная. Наличие этих погрешностей вызывается тем, что удельный вес жидкости γ, входящий в градуировочную формулу манометра (8. 1), зависит от внешней температуры и широты места. Давление принято измерять высотой приведенного ртутного столба, соответствующего широте 45° и окружающей температуре 0° С. Во всяком другом месте земной поверхности и при другой температуре жидкостный манометр будет давать методические погрешности.

[1] Иногда употребляется спирт.

Если ввести обозначения:

h — истинное значение измеряемого давления в *мм* рт. ст.;
h' — показание манометра;
Δh_θ — температурная погрешность;
Δh_φ — широтная погрешность, то получим

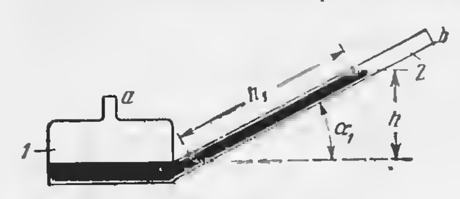
$$h = h' + \Delta h_\theta + \Delta h_\varphi, \qquad (8.2)$$

где

$$\left.\begin{aligned}\Delta h_\theta &= (\beta - \alpha)\, h'\theta;\\ \Delta h_\varphi &= -0{,}00259 h' \cos 2\varphi.\end{aligned}\right\} \qquad (8.3)$$

Здесь α — коэффициент объемного расширения жидкости;
β — коэффициент линейного расширения материала шкалы;
θ — температура в °C;
φ — широта места.

Так как широтная и температурная погрешности пропорциональны показанию манометра, то при измерении малых давлений ими можно пренебречь. Но при измерении малых давлений начинают сказываться погрешности, связанные с неточностью отсчета. Так как неточность отсчета составляет 0,5—1 *мм*, то относительная погрешность в случае малых давлений может составить весьма заметную величину.



Фиг. 8. 2. Жидкостный манометр с наклонной трубкой (микроманометр).
1—сосуд, *2*—стеклянная трубка, *a*, *b*—входные отверстия сосуда и трубки.

Для измерения малых давлений можно применять жидкостные манометры с наклонной трубкой (фиг. 8. 2), называемые *микроманометрами*. Такой манометр состоит из стеклянного сосуда *1* с припаянной к нему стеклянной трубкой *2*. Трубка наклонена к горизонту под углом α_1. Измеряемая разность давлений подводится к отверстиям *a* и *b*. Сосуд заполняется подкрашенной водой (или спиртом). В этом манометре высота столба жидкости будет

$$h = h_1 \sin \alpha_1, \qquad (8.4)$$

а так как отсчитывается величина h_1 (см. фиг. 8. 2), то погрешность отсчета будет в $1/\sin \alpha_1$ раз меньше.

Инструментальные погрешности жидкостных манометров состоят из шкаловых и капиллярных (обусловленных наличием мениска) погрешностей.

Жидкостные манометры являются наиболее точными приборами для измерения давления и поэтому, как правило, применяются при точных измерениях малых давлений (до 1 *ат*), а также служат эталонами при градуировке других приборов.

3. Пружинные манометры

Общие замечания. В пружинных манометрах силы, создаваемые измеряемым давлением, непосредственно сравниваются с упругими силами. Устройство, посредством которого создается упругая сила, должно быть приведено во взаимодействие со средой, в которой измеряется давление, и должно обеспечить герметичность среды. Деформация упругого элемента под действием сил давления (при условии, что эти силы уравновешиваются упругими силами) является мерой измеряемого давления. Эта деформация должна лежать в пределах закона Гука, так как в противном случае могут появиться остаточные деформации.

Чувствительные элементы пружинных манометров по конструктивным признакам могут быть разделены на манометрические трубки, манометрические и анероидные коробки и мембраны (плоские или гофрированные). Пружинные барометры отличаются от манометров тем, что в них давление по одну сторону элемента, обеспечивающего герметичность, постоянно и равно давлению в пустоте.

Манометрические трубки изготовляются из фосфористой бронзы или латуни, а в случае работы в области высоких давлений — из стали.

Манометрические трубки находят применение в манометрах масла, бензина, воздуха, топлива, в манометрических термометрах, а также в измерительных устройствах многих автоматических регуляторов давления, температуры, расхода жидкостей и газов и т. д.

Преимуществами манометров с манометрической трубкой являются прямая пропорциональность между деформацией и давлением, малые габариты, простота, прочность и надежность конструкции. К числу недостатков следует отнести малую чувствительность прибора и трудность измерения малых давлений.

Преимуществами манометров с манометрическими коробками являются: большая чувствительность, малые габариты и возможность измерения весьма малых давлений. К недостаткам относятся: сложность технологии, нелинейная зависимость между измеряемым давлением и деформацией и трудность измерения больших давлений.

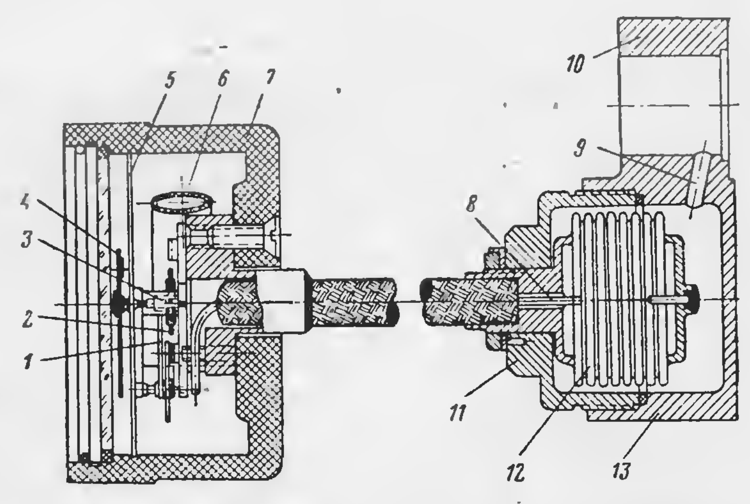
Наряду с манометрическими коробками широкое распространение, особенно в чувствительных элементах автоматических регуляторов, находит сильфон. Преимуществами сильфона являются значительная чувствительность и почти линейная зависимость между давлением и деформацией (сильфон деформируется в осевом направлении).

Манометры масла. Манометры масла применяются для измерения давления в маслосистеме двигателя. По показаниям манометров можно судить об исправной работе маслосистемы, а следовательно, об исправной работе всех частей двигателя, получающих смазку от маслосистемы.

Диапазон измеряемых давлений масла лежит в пределах 0—15 *кГ/см²*; погрешность при измерении давления не должна превышать ±3%.

В настоящее время находят применение манометры масла с приемниками (разделителями). Основными элементами таких манометров являются разделитель, гидравлическая дистанционная передача и указатель.

Разделитель манометра служит для отделения внутреннего пространства прибора от маслосистемы. При наличии разделителя давление масла непосредственно в прибор не подается, а сообщается специальной передающей жидкости, что позволяет увеличить безопасность работы маслосистемы. Разделитель манометра должен обладать возможно малой упругостью, так как в противном случае погрешности прибора будут большими.



Фиг. 8.3. Манометр масла с разделителем в виде сильфона.

1—сектор. *2*—волосок. *3*—трибка. *4*—стрелка. *5*—шкала. *6*—трубка. *7*—корпус указателя. *8*—капилляр, соединяющий приемник с трубкой. *9*—отверстие для доступа масла. *10*—прилив для крепления. *11*—крышка приемника. *12*—сильфон. *13*—корпус приемника.

Гидравлическая дистанционная передача выполняется в виде капиллярной трубки, заполненной специальной передающей жидкостью, например толуолом.

В качестве указателей в манометрах масла применяются манометрические трубки.

На фиг. 8.3 приведен чертеж манометра масла с разделителем в виде сильфона. Разделитель состоит из сильфона *12*, заключенного в корпус *13*. Масло из маслосистемы поступает в корпус разделителя через капилляр *8*. Давление масла передается через сильфон (выполненный из материала с малой упругостью) передающей жидкости, которая заполняет внутреннее пространство сильфона и капилляра.

Капиллярная трубка одним концом присоединена к сильфону, а другим — к манометрической трубке. Заполнение системы передающей жидкостью производится через специальный отросток в основании манометрической трубки.

Указатель манометра состоит из манометрической трубки *6*, деформация которой под действием разности давлений изнутри и с внешней стороны трубки передается на стрелку *4* через сектор *1* и трибку *3*. Волосок *2* служит для выбора люфтов.

Шкала прибора отградуирована в *кГ/см²* и имеет деления от 0 до 15 *кГ/см²*.

На фиг. 8.4 и 8.5 показаны сдвоенный манометр масла типа 2ММ-15 и разделитель РМ. Прибор предназначен для измерения давления масла в двух двигателях и применяется на самолетах с несколькими двигателями.

Сдвоенный манометр типа 2ММ-15 состоит из указателя, включающего два самостоятельных механизма (см. фиг. 8.4), и разделителя (см. фиг. 8.5).

Механизм указателя состоит из манометрической трубки *19*, неподвижный конец которой припаян к основанию *12*; к подвижному концу трубки припаян наконечник *7*. Деформация манометрической трубки передается сектору *11* через тягу *10*. Сектор *11* находится в зацеплении с трибкой *18*, на оси которой укреплена стрелка *4*. Ось *14* трибки проходит через полую ось трибки другого механизма. Для устранения люфтов в передаточном механизме служит волосок *17*. В качестве успокоителя стрелок применяется латунный диск *20*.

Разделитель манометра служит приемником гидравлической передачи манометра и применяется в манометрах масла и бензина. Разделитель представляет собой камеру, разделенную посредством неупругой резиновой диафрагмы *1* (см. фиг. 8.5) на две герметичные полости. В правую полость разделителя подводится измеряемое давление (масла или бензина), а левая полость, присоединяемая к капиллярному трубопроводу, заполняется передающей жидкостью.

Диапазон измерения давления от 0 до 15 *кГ/см²*. Допустимая погрешность при нормальной температуре не превышает 2,5%.

М а н о м е т р ы б е н з и н а. Манометры бензина предназначены для измерения разности между давлением горючего (бензина) и давлением воздуха в карбюраторе. Эти приборы, как и манометры масла, состоят из разделителя, дистанционной передачи и указателя. На рассмотрении разделителя и дистанционной передачи останавливаться не будем, так как эти элементы такие же, как и в манометрах масла.

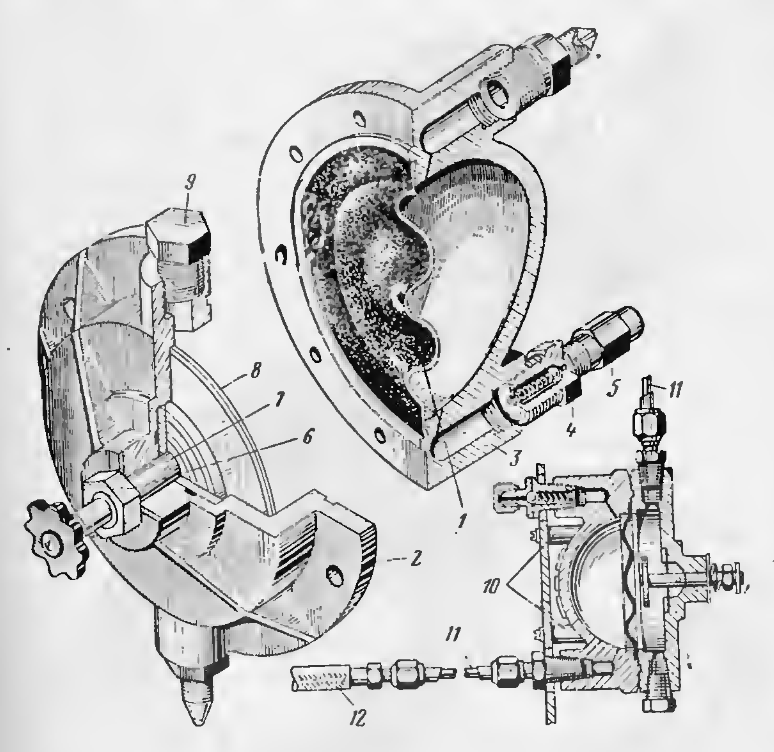
Указатели манометров бензина выполняются в виде манометрических коробок с соответствующими передаточными механизмами.

Фиг. 8.4. Сдвоенный манометр 2ММ-15 с разделителем.

1—стекло, *2*—пружинящее кольцо, *3*—корпус, *4*, *5*—стрелки, *6*—шкала, *7*—наконечник, *8*, *9*—ограничители, *10*—тяги, *11*—секторы, *12*—основание, *13*—дно, *14*—ось, *15*—верхняя платинка, *16*—стойка, *17*—волосок, *18*—трибка, *19*—манометрические трубки, *20*—диск, *21*, *22*—штуцеры, *23*—шарики, *24*—пружина, *25*—штуцер, *26*—ограничительный винт.

На фиг. 8.6 приведены кинематическая схема и конструктивный чертеж сдвоенного манометра бензина типа 2МБ-2, предназначенного для измерения давления бензина в двух двигателях.

Принцип действия рассматриваемого манометра основан на измерении разности давлений топлива и воздуха в карбюраторе посредством соединенных между собой жесткими центрами двух ма-



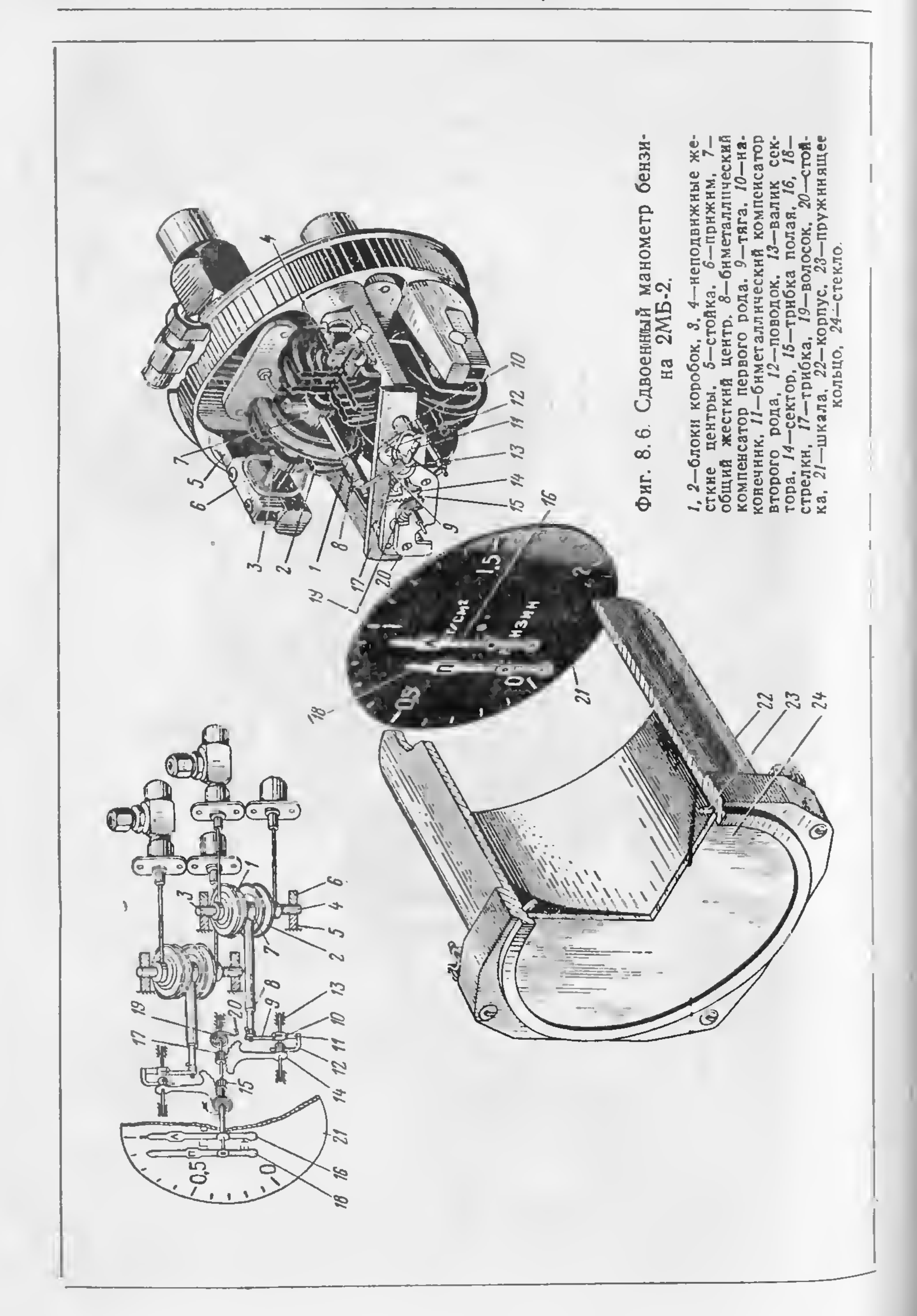
Фиг. 8.5. Разделитель манометра 2ММ-15.

1—резиновая диафрагма, *2*—верхний корпус, *3*—нижний корпус, *4*—обратный клапан, *5*—заглушка, *6*—гайка, *7*—ось, *8*—диск, *9*—пробка, *10*—монтажные стойки, *11*—трубопроводы, *12*—гибкий трубопровод.

нометрических блоков. При этом в один из блоков подается давление топлива, а в другой — давление воздуха. Усилия, возникающие в блоках, направлены в противоположные стороны, поэтому ход чувствительного элемента равен разности измеряемых давлений.

Мембранные блоки каждого манометра расположены друг против друга и имеют равные эффективные площади.

Блок *1* (см. фиг. 8.6) воспринимает давление бензина, а блок *2*— давление воздуха в карбюраторе. Оба блока соединены между собой одним жестким центром *7*, который передает ход блоков по-



Фиг. 8.6. Сдвоенный манометр бензина 2МБ-2.

1, 2—блоки коробок, *3, 4*—неподвижные жесткие центры, *5*—стойка, *6*—прижим, *7*—общий жесткий центр, *8*—биметаллический компенсатор первого рода, *9*—тяга, *10*—наконечник, *11*—биметаллический компенсатор второго рода, *12*—поводок, *13*—валик сектора, *14*—сектор, *15*—трибка полая, *16, 18*—стрелки, *17*—трибка, *19*—волосок, *20*—стойка, *21*—шкала, *22*—корпус, *23*—пружинящее кольцо, *24*—стекло.

средством биметаллического компенсатора второго рода *11*, поводка *12*, валика *13*, сектора *14* и трибки *15*. На оси трибки укреплена стрелка прибора. Для устранения люфтов служит волосок *19*.

Шкала прибора имеет деления в пределах 0—2 *кГ/см²* через 0,1 *кГ/см²*.

Погрешность прибора при нормальной температуре не превышает ±2%.

М а н о в а к у у м м е т р ы. Мановакуумметры применяются для измерения абсолютного давления воздуха или смеси во всасывающей системе поршневых двигателей. Следовательно, согласно общепринятой терминологии они являются барометрами.

В качестве чувствительного элемента в мановакуумметрах применяются анероидная коробка или сильфон.

На фиг. 8.7 показана кинематическая схема и конструктивный чертеж сдвоенного мановакуумметра типа 2МВ-18, предназначенного для измерения давления в двух двигателях.

Принцип действия мановакуумметра основан на измерении абсолютного давления посредством связанных между собой анероидного и манометрического сильфонов. Измеряемое давление подается внутрь манометрического сильфона, деформация которого пропорциональна разности давлений внутри сильфона и в атмосфере. С подъемом на высоту давление в атмосфере уменьшается, поэтому деформация манометрического сильфона при постоянном давлении на всасывании будет возрастать. Для того чтобы показания прибора при изменении высоты оставались правильными, применяется анероидный сильфон, деформация которого с подъемом на высоту возрастает. Так как оба сильфона имеют общий жесткий центр и одинаковую эффективную площадь, то деформации их с изменением высоты взаимно компенсируются. Следовательно, суммарный ход жесткого центра будет пропорционален измеряемому абсолютному давлению.

Как видно из фиг. 8.7, кинематическая схема мановакуумметра не отличается от схемы манометра бензина, поэтому рассматривать ее не будем.

Диапазон измерения абсолютного давления от 300 до 2000 *мм* рт. ст.

Шкала прибора имеет деления от 300 до 2000 *мм* рт. ст. Цена деления 20 *мм* рт. ст.

Погрешность измерения при нормальной температуре не более ±1%.

4. Электрические манометры

О б щ и е з а м е ч а н и я. В электрических манометрах авиационного типа в качестве чувствительных элементов применяются мембранные манометрические коробки или манометрические трубки. Для преобразования деформации этих элементов в электрические сигналы используются методы, изложенные в гл. I, при этом

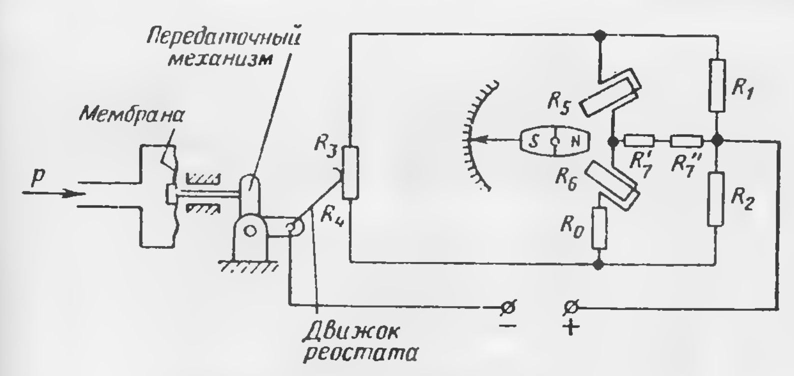
Фиг. 8.7. Сдвоенный мановакуумметр 2МВ-18.

1—стекло, 2—пружинящее кольцо, 3—корпус, 4—шкала, 5, 6—стрелки, 7—компенсатор первого рода, 8—полая ось, 9—полая трибка, 10—волосок, 11—блок анероидный, 12—жесткий центр, 13—подвижный жесткий центр, 14—трубопровод, 15—основание механизма, 16—штуцер, 17, 19—стойки, 18—прижим, 20—жесткий центр, 21—поводок, 22—блок манометрический, 23—компенсатор второго рода, 24—наконечник, 25—тяга, 26—валик, 27—сектор, 28—трибка, 29—ось стрелки.

чаще всего метод омического сопротивления. Реостат включается в мостиковую схему или в схему специальных дистанционных передач. В качестве указателей в электрических манометрах применяются логометры с подвижными магнитами.

Рассмотрим два типа широко применяющихся электрических манометров: электрические манометры типа ЭДМУ и электрические манометры типа ЭМ-10.

Э л е к т р и ч е с к и е   м а н о м е т р ы   т и п а   ЭДМУ. Электрические дистанционные манометры унифицированного типа ЭДМУ предназначены для измерения давления жидкостей и газов в авиа-



Фиг. 8.8. Принципиальная электрическая схема манометра типа ЭДМУ.

ционных двигателях различных типов и выпускаются с диапазонами измерения в пределах от 0—1 до 0—100 $кГ/см^2$.

Все манометры типа ЭДМУ имеют одинаковое устройство и одинаковые элементы, за исключением чувствительных элементов (мембрана, манометрическая коробка) и градуировки шкалы.

В комплект манометра входят датчик, указатель и соединительные провода.

Принцип действия манометра можно пояснить на основе принципиальной схемы фиг. 8.8. Измеряемое давление подается внутрь объема, образованного мембраной. Деформация мембраны через передаточный механизм перемещает движок реостата, в результате чего обеспечивается взаимное изменение сопротивлений R_3 и R_4. Как видно из схемы, сопротивления R_3 и R_4 образуют два переменных плеча мостиковой схемы. Два других плеча образованы сопротивлениями R_1 и R_2. В качестве указателя применен логометр с подвижным магнитом. Рамки логометра, имеющие сопротивления R_5 и R_6, присоединены свободными концами к диагонали мостика, а общей точкой — к полудиагонали мостика, состоящей из сопротивлений R_7' и R_7''.

Величины сопротивлений в схеме прибора, показанного на фиг. 8.8, приведены в табл. 8.1.

Таблица 8.1

Сопротивления	R_3+R_4	R_1	R_2	R_5	R_6	R_7'	R_7''	R_0
Величина сопротивления в *ом*	255	1200	1200	280	220	2120	330	60
Материал сопротивления	Константан			Медь			Константан	Медь

Катушки логометра имеют одинаковое число витков, но разные размеры, так как одна из катушек надевается на другую таким образом, чтобы их оси были расположены под углом 120°; при этом внутренняя катушка имеет меньшее сопротивление. Для симметрии схемы последовательно с катушкой включено добавочное сопротивление $R_0=60$ *ом*.

В полудиагонали мостика включены сопротивления R_7' и R_7'', причем первое из них для температурной компенсации выполнено из меди. Легко показать, что сопротивление R_7' выбрано из условий полной температурной компенсации (5.30). Действительно, взяв выражение

$$R_7' = \frac{R_{50}\,[R^2 + R_7''\,(2R + R_3 + R_4)]}{R\,(R_3 + R_4)}$$

и подставляя значения сопротивлений

$$R = R_1 = R_2 = 1200 \text{ ом},$$

$$R_3 + R_4 = 255 \text{ ом},$$

$$R_7'' = 330 \text{ ом},$$

$$R_{50} = 280 \text{ ом},$$

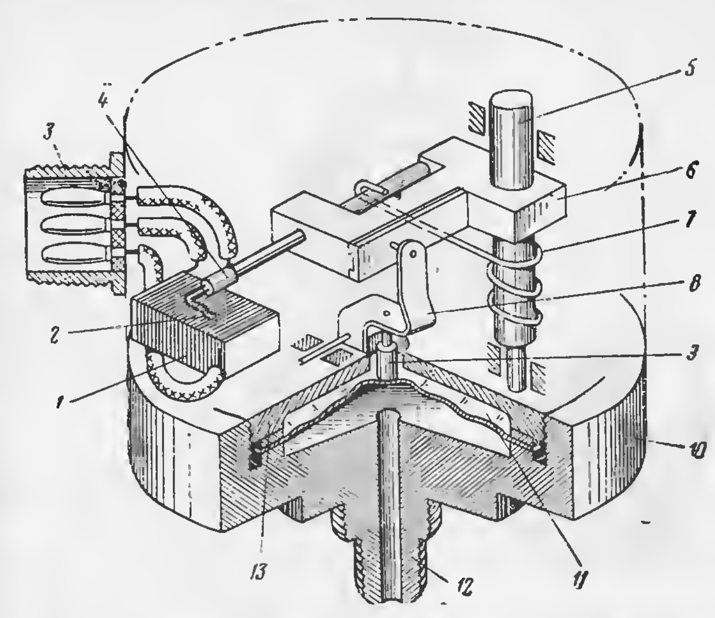
получим

$$R_7' = \frac{280\,[1200^2 + 330\,(2 \cdot 1200 + 255)]}{1200 \cdot 255} \approx 2120 \text{ ом}.$$

Каждому измеряемому давлению соответствует определенное положение движка на реостате и, следовательно, определенное соотношение между сопротивлениями R_3 и R_4. Силы токов в рамках будут определяться величинами этих сопротивлений. Другими словами, каждому значению измеряемого давления будет соответствовать определенное отношение токов в рамках логометра, т. е. определенное показание прибора.

На фиг. 8.9 приведена кинематическая схема датчика манометра. Измеряемое давление подается в пространство под мембрану *11*. Деформация мембраны через шток *9*, качалку *8* и поводок *6* передается на щетку *2* потенциометра *1*.

Датчики различных манометров отличаются следующими элементами. В манометрах с диапазонами измерения 0—1 и 0—3 *кГ/см²* в качестве чувствительных элементов применяются манометрические коробки, а в манометрах с бо́льшими диапазонами измерения — гофрированные мембраны. Кроме того, в манометрах с



Фиг. 8.9. Кинематическая схема датчика манометра типа ЭДМУ.

1—потенциометр, *2*—щетка, *3*—вилка, *4*—щеткодержатель, *5*—ось поводка, *6*—поводок, *7*—возвратная пружина, *8*—качалка, *9*—шток, *10*, *13*—основания, *11*—гофрированная мембрана, *12*—штуцер.

диапазонами измерения до 6 *кГ/см²* имеется специальный штуцер для подвода статического давления в корпус датчика.

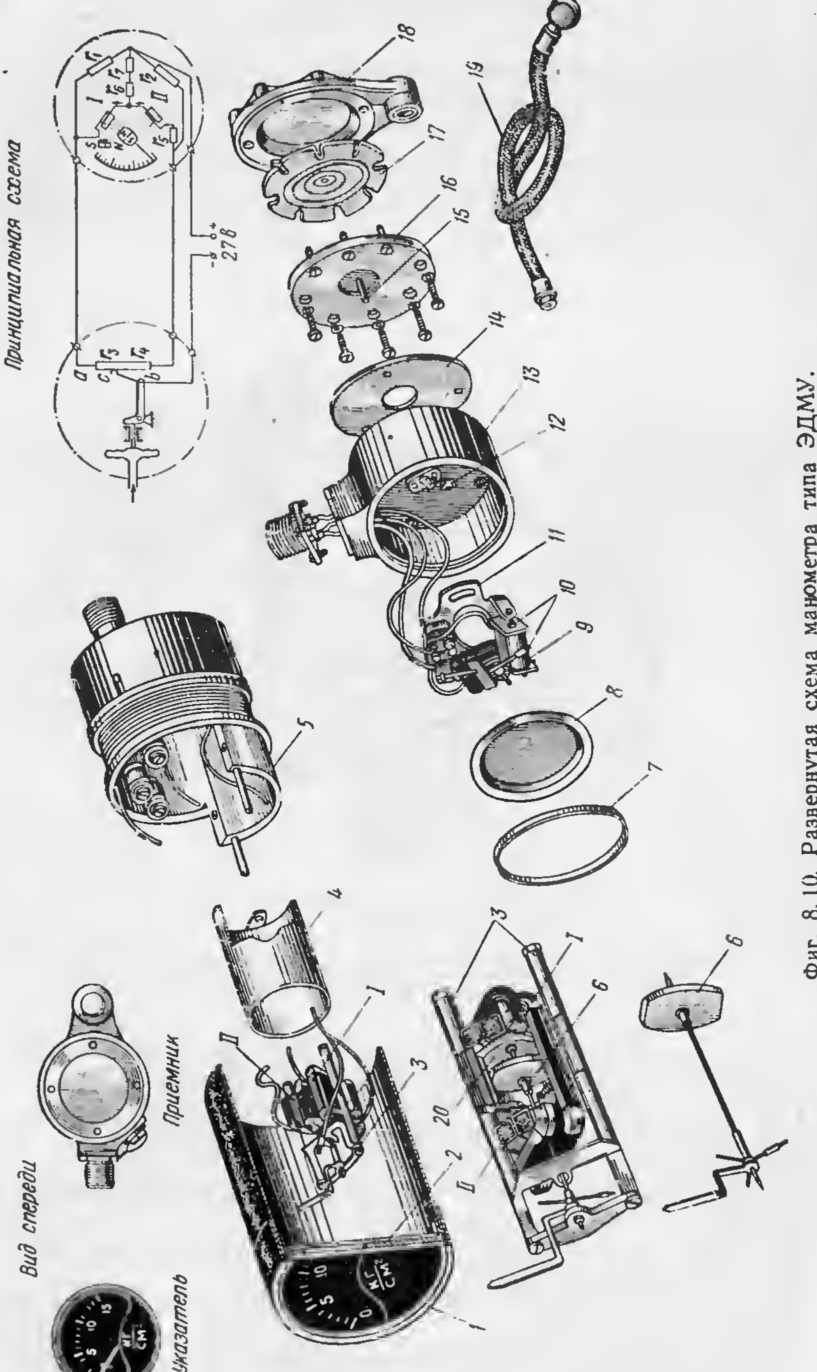
На фиг. 8.10 приведена развернутая конструктивная схема манометра типа ЭДМУ, дающая представление о конструкции датчика и указателя.

Датчики и указатели манометров типа ЭДМУ взаимозаменяемы, что облегчает их эксплуатацию.

Как видно из изложенного, большинство деталей датчиков и указателей являются унифицированными.

Погрешности манометров типа ЭДМУ не превышают ±4%. Размах шкалы указателя 120°.

Электрические манометры типа ЭМ-10. Электрический манометр типа ЭМ-10 предназначен для измерения давле-

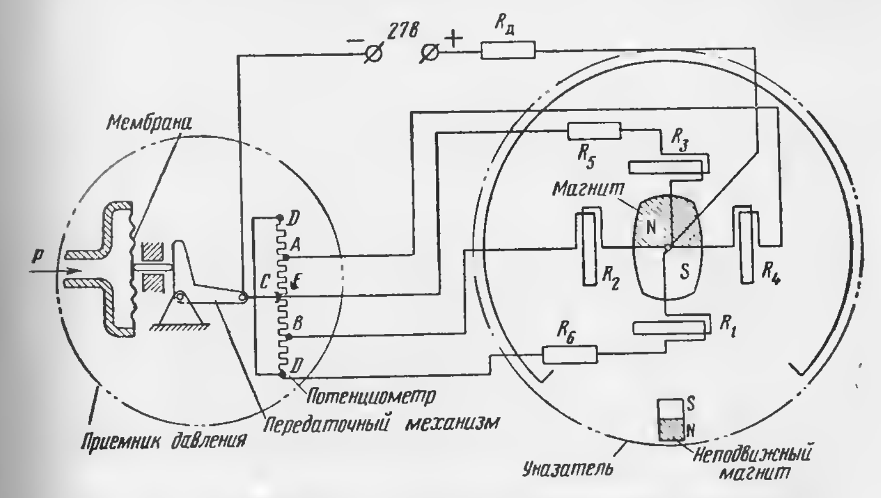


Фиг. 8.10. Развернутая схема манометра типа ЭДМУ.

I, II—рамки, 1—корпус, 2—шкала, 3—опорная консоль, 4—экран, 5—основание, 6—подвижный магнит, 7—крепежное кольцо, 8—верхняя крышка, 9—потенциометр, 10—поводок к подвижным контактам, 11—основание потенциометра, 12—качалка, 13—корпус, 14—прокладка, 15—направляющая, 16—фланец камеры давления, 17—мембрана, 18—камера давления, 19—гибкий шланг к приемнику давления, 20—демпфер, r_1, r_2—плечи мостика из константана, r_3, r_4—сопротивления датчика, r_5—добавочное сопротивление из меди, r_6—подгоночное сопротивление из меди, r_7—подгоночное сопротивление из константана

ния топлива в газотурбинных двигателях. Он является манометром дифференциального типа, измеряющим разность двух давлений. Вследствие применения специальной дистанционной передачи ширина шкалы прибора может достигать почти 360°.

На фиг. 8.11 представлена принципиальная электрическая схема манометра. В качестве чувствительного элемента применена мембрана, деформация которой под действием разности давлений через передаточный механизм сообщается движку потенциометра. Крайние точки потенциометра соединены накоротко, поэтому он эквива-



Фиг. 8. 11. Принципиальная электрическая схема манометра ЭМ-10.

лентен круговому потенциометру. От потенциометра взяты четыре отвода на четырехкатушечный логометр с подвижным магнитом.

При перемещении движка по потенциометру изменяется сила тока в неподвижных катушках указателя, расположенных попарно под углом 90°. Подвижный магнит указателя и связанная с ним стрелка устанавливаются в направлении результирующего магнитного потока, образованного катушками. Угол отклонения подвижной системы в манометрах этого типа достигает 270°.

Сопротивления R_5 и R_6, включенные последовательно с рамками, служат для регулирования ширины и равномерности шкалы.

Величины сопротивлений схемы приведены в табл. 8. 2.

Для пояснения принципа работы преобразуем схему прибора (см. фиг. 8. 11) к виду, приведенному на фиг. 8. 12. Потенциометр датчика может быть представлен в виде кругового потенциометра. На фиг. 8. 12 показаны три положения движка на потенциометре, соответствующие трем измеряемым давлениям: $p=0$ (схема *а*), $p=\frac{1}{2}p_{max}$ (схема *б*) и $p=p_{max}$ (схема *в*), где p_{max} — наибольшее

Таблица 8.2

	Сопротивления					
	участков потенциометра *DB*, *BE*, *EA*, *AD*	катушек R_1, R_3	катушек R_2, R_4	R_5	R_6	R_x
Величина сопротивления в *ом*	300	140	110	0—25	80—120	450
Материал сопротивления	Константан $d=0,05$ *мм*	Медь $d=0,09$ *мм*		Константан $d=0,12$ *мм*		

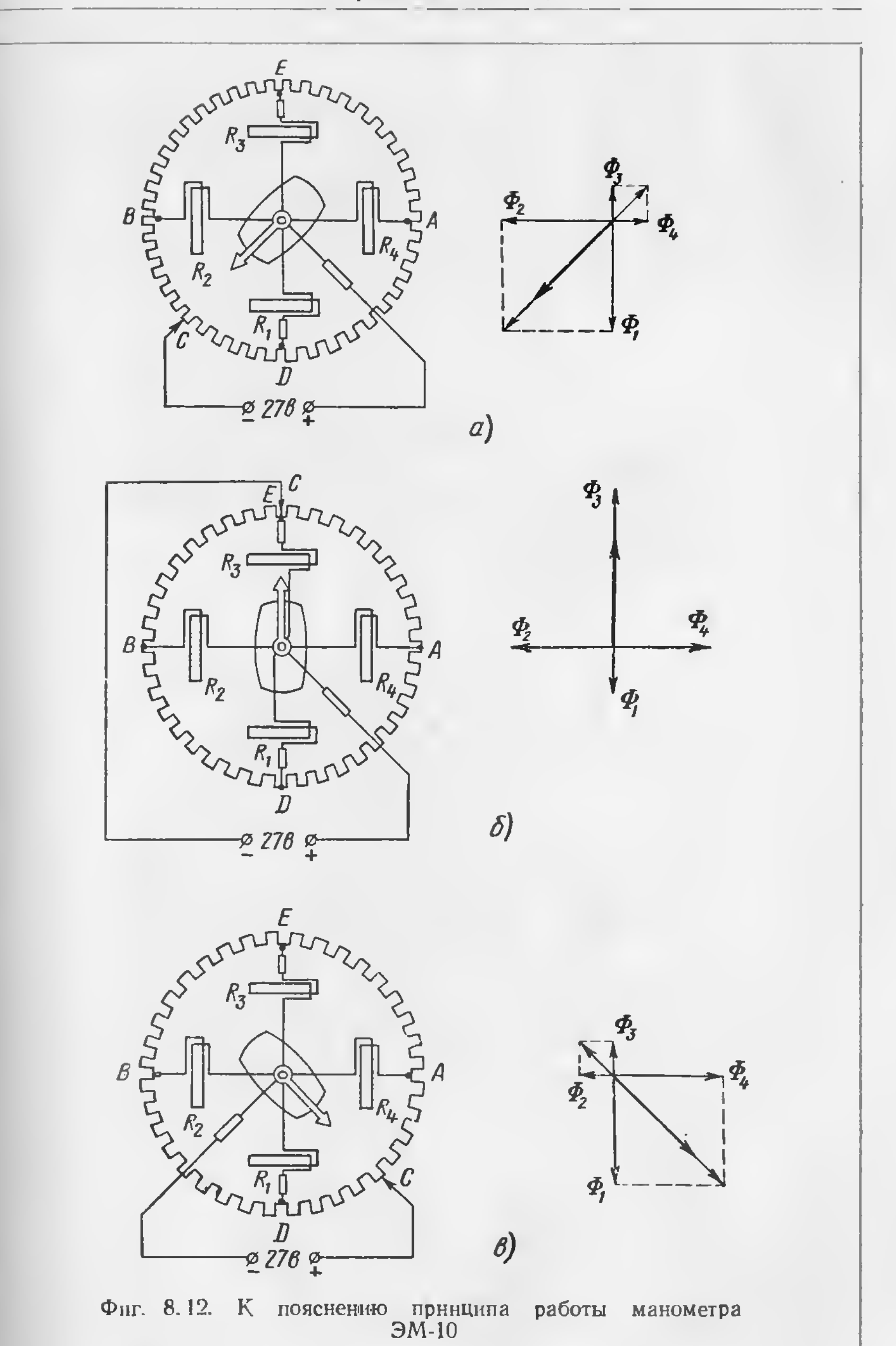
измеряемое давление. В первом случае токи в рамках R_1 и R_2 одинаковы, так же как и токи в рамках R_3 и R_4. Из схемы видно, что токи в рамках R_1 и R_2, а следовательно, и пропорциональные им магнитные потоки Φ_1 и Φ_2 больше, чем в рамках R_3 и R_4. На фиг. 8.12 справа показана картина расположения магнитных потоков. Подвижный постоянный магнит будет располагаться в направлении результирующего магнитного потока. Направление результирующего магнитного потока изменяется синхронно с перемещением движка по потенциометру.

Для возвращения стрелки в нулевое положение при выключенном токе служит дополнительный неподвижный магнит, который взаимодействует с основным подвижным магнитом (см. фиг. 8.11). При этом момент взаимодействия неподвижного и подвижного магнитов во много раз меньше момента взаимодействия поля катушек с подвижным магнитом, поэтому им можно пренебречь.

Так как схема указателя симметрична, то как изменение напряжения источника питания, так и пропорциональное изменение сопротивлений катушек вызывает пропорциональное изменение величин магнитных потоков. При этом направление результирующего магнитного потока, а следовательно, и показание прибора не изменяются. Таким образом, в приборе температурные погрешности отсутствуют.

На фиг. 8.13 и 8.14 показаны кинематическая схема и конструкция датчика манометра типа ЭМ-10.

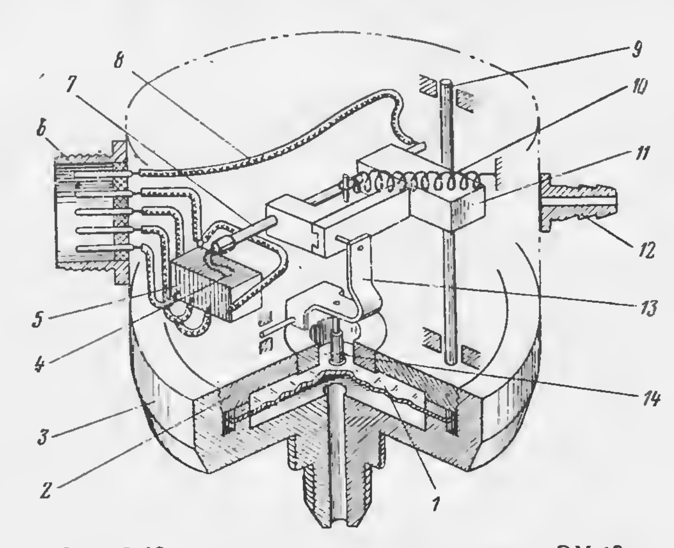
Чувствительным элементом датчика (см. фиг. 8.14) является мембрана *1*, закрепленная между основанием *2* и крышкой *3*. Измеряемое давление подводится через штуцер *20*. Деформация мембраны передается через шток *15*, качалку *10*, поводок *33* и щеткодержатель *22* к щетке *18*, перемещающейся по потенциометру *19*. Статическое давление в герметический корпус прибора подводится



Фиг. 8.12. К пояснению принципа работы манометра ЭМ-10

через штуцер *24*. Для предохранения мембраны от разрушения при перегрузке служит упор *16*.

В качестве указателя манометра применен логометр (фиг. 8. 15) с неподвижными рамками и подвижным магнитом. Подвижный магнит *3*, выполненный из сплава альнико, укреплен на оси *1*. Ось оканчивается кернами *2* из кобальтвольфрамовой стали, один из которых входит в подшипник *5* из камня и опирается на подпятник *6* из камня. Второй керн проходит через подшипник из камня, укрепленный в регулировочном винте *8*. Подвижный магнит окру-



Фиг. 8. 13. Кинематическая схема датчика ЭМ-10.

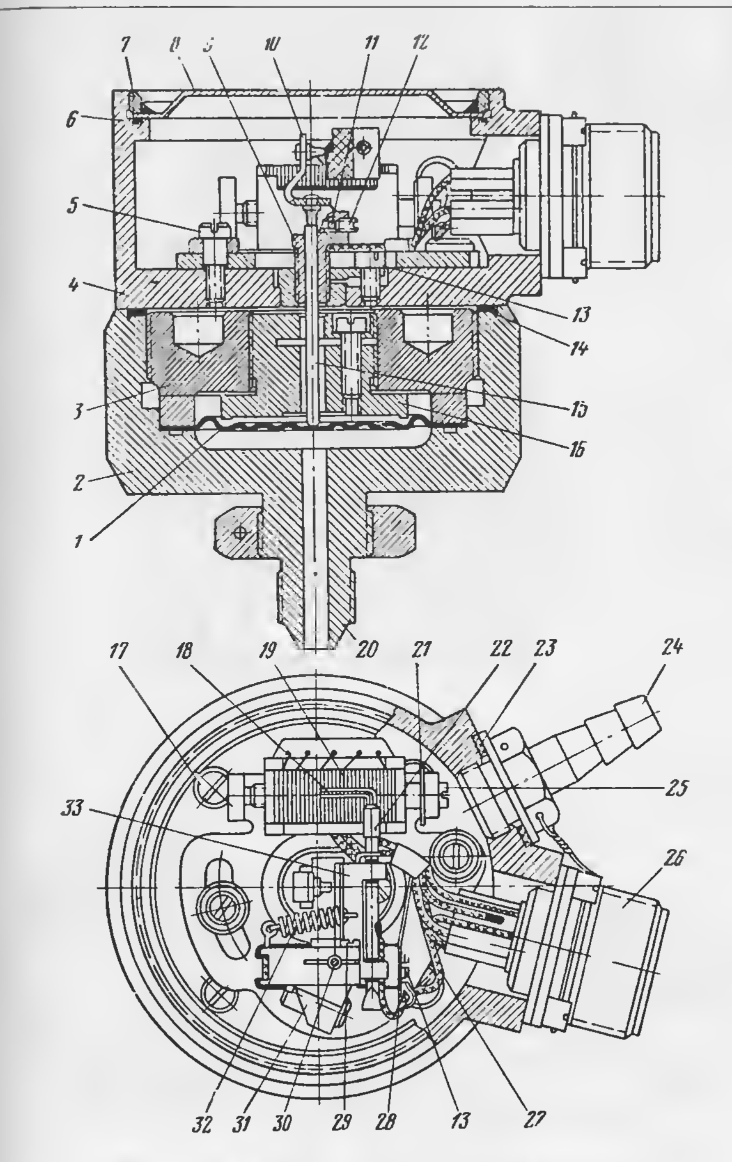
1—мембрана, *2*—крышка, *3*—основание, *4*—щетка, *5*—потенциометр, *6*—вилка, *7*—щеткодержатель, *8*—провод, *9*—ось качалки, *10*—пружина, *11*—поводок, *12*—статический штуцер, *13*—качалка, *14*—шток.

жен медным успокоителем *7*. При колебаниях магнита в успокоителе наводятся вихревые токи, вследствие чего энергия колебаний превращается в тепловую энергию и наступает успокоение системы. На успокоитель надеты две пары рамок *10* и *11*, расположенных по отношению друг к другу под углом 90°. Для возвращения подвижной системы в нулевое положение при выключенном токе применен неподвижный магнит *13*. Все детали указателя скреплены при помощи стоек *14*, проходящих через отверстия в успокоителе. Корпус прибора, выполненный из пермаллоя, замыкает магнитные поля рамок и является одновременно экраном *17*.

Манометры типа ЭМ-10 имеют следующие основные характеристики:

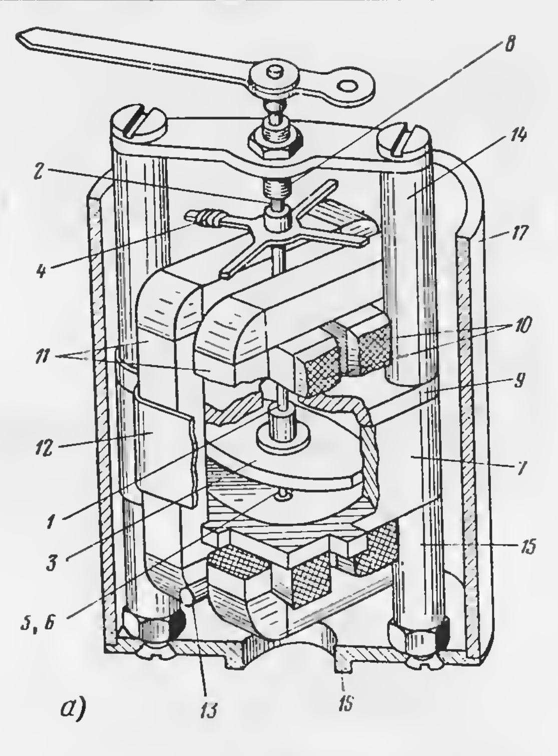
Диапазон измерения соответственно 0—10 или 0—100 *кГ/см*^{2}.

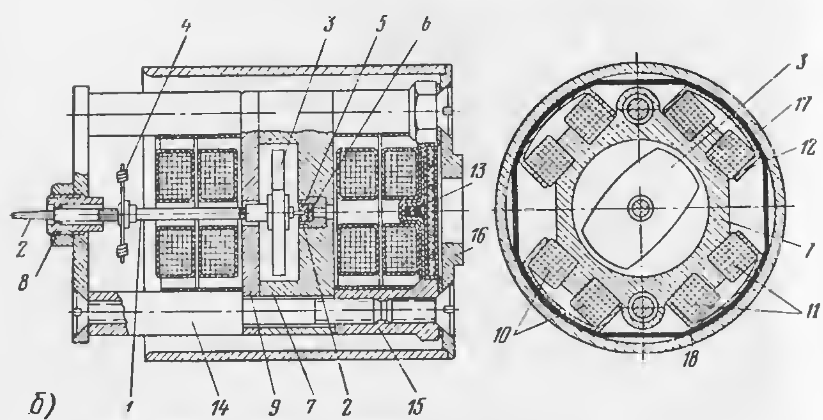
Погрешности при нормальных условиях не превышают ±3%.



Фиг. 8. 14. Конструкция датчика манометра типа ЭМ-10.

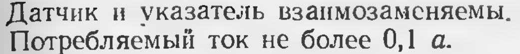
1—мембраиа, *2*—основание, *3*—крышка, *4*—корпус, *5*—винт, *6*—кольцо, *7*—резьбовое кольцо, *8*—крышка корпуса, *9*—колодка, *10*—качалка, *11*—ось качалки, *12*—контрящий винт, *13*—винт, *14*—уплотняющая прокладка, *15*—шток, *16*—регулируемый упор, *17*—винт, *18*—щетка, *19*—потенциометр, *20*—штуцер, *21*—шайба-замок, *22*—щеткодержатель, *23*—уплотняющая прокладка, *24*—статический штуцер, *25*—регулировочный винт, *26*—штепсельный разъем, *27*—гибкий провод, *28*—ограничитель, *29*—контрящий винт, *30*—ось, *31*—груз, *32*—возвратная пружина, *33*—поводок.





Фиг. 8.15. Устройство логометра.

а—конструктивная схема, *б*—чертеж.
1—ось, *2*—керн, *3*—магнит, *4*—балансировочные грузики, *5, 6*—подшипник и подпятник, *7*—успокоитель, *8*—регулировочный винт, *9*—крышка успокоителя, *10*—рамки малые, *11*—рамки большие, *12*—скобы, *13*—неподвижный магнит, *14*—стойки, *15*—гайки, *16*—шайбы, *17*—экран, *18*—кольцо.


Датчик и указатель взаимозаменяемы.
Потребляемый ток не более 0,1 *а*.

Расчет электрических манометров. При проектировании и расчете манометров необходимо задать следующие данные: диапазон измерения, допустимые погрешности, характеристику чувствительного элемента, схему прибора и тип указательной системы.

В результате расчета определяются конструктивные параметры датчика, электрические параметры измерительной схемы прибора, а также электрические и механические параметры указателя. Кроме того, следует указывать зависимость угла отклонения подвижной системы указателя от величины измеряемого давления.

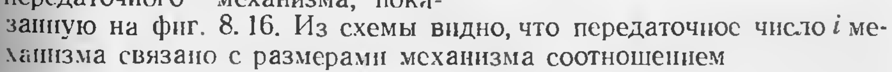
Приведем примерный порядок расчета.

1) Определение параметров датчика.

Выбор параметров мембраны по заданному измеряемому давлению производится по методике, изложенной в гл. XV.

Фиг. 8.16. Схема передаточного механизма.

Для расчета рассмотрим схему передаточного механизма, показанную на фиг. 8.16. Из схемы видно, что передаточное число i механизма связано с размерами механизма соотношением



$$i = \frac{l_2 l_{щ}}{l_1 l_{н}},$$

где значение величин l_1, l_2, $l_{н}$ и $l_{щ}$ приведено на фиг. 8.16.

Величина сопротивления потенциометра выбирается из условий получения максимальной чувствительности схемы и для находящихся в эксплуатации конструкций лежит в пределах 300—1200 *ом*. Средняя длина витка

$$l_0 = 2(h+b),$$

где b и h — ширина и высота каркаса соответственно. Диаметр проволоки

$$d = \sqrt[3]{\frac{4\rho' _0 l_{н}}{\pi R_{п} 10^3}},$$

где $R_{п}$— сопротивление потенциометра датчика в *ом*;
l_0— средняя длина витка в *мм*;
$l_{н}$— длина намотанной части потенциометра в *мм*;
ρ — удельное сопротивление в *ом мм²/м*.

Число витков намотки потенциометра

$$n=\frac{l_{н}}{d}.$$

Длина провода

$$L=\frac{R_{п}S}{\rho},$$

где S — площадь сечения провода в *мм*².

2) Зависимость перемещения щетки потенциометра y от измеряемого давления определяется из соотношения

$$y=ix(p),$$

где $x(p)$ — перемещение жесткого центра мембраны как функции измеряемого давления p.

3) Параметры схемы прибора, как указано в гл. V, выбираются из соотношения

$$r_1+r_2=R_{п}\geqslant R_{к1}=R_{к2}.$$

4) Зависимость угла поворота α подвижной системы от отношения токов в рамках можно определить из формулы (3.73)

$$\alpha=-\operatorname{arc\,tg}\frac{\sum_{k=1}^{n} i_k\cos\beta_k}{\sum_{k=1}^{n} i_k\sin\beta_k}.$$

Эта формула в случае манометров типа ЭМ-10 ($\beta_1=0$; $\beta_2=90°$, $\beta_3=180°$, $\beta_4=270°$) примет вид

$$\alpha=-\operatorname{arc\,tg}\frac{i_1-i_3}{i_2-i_4},$$

а в случае манометров типа ЭДМУ ($\beta_1=60°$, $\beta_2=120°$)

$$\alpha=-\operatorname{arc\,tg}\frac{i_1-i_2}{(i_1+i_2)\sqrt{3}}.$$

Величины токов в рамках логометров определяются из рассмотрения схемы прибора.

5) Для определения характера шкалы прибора, т. е. для нахождения зависимости $\alpha=f(p)$, необходимо решить совместно уравнения

$$\alpha=f_1(z);\quad z=f_2(y)\quad \text{и}\quad y=f_3(p),$$

где z равно $\frac{i_1-i_3}{i_2-i_4}$ или $\frac{1}{\sqrt{3}}\frac{i_1-i_2}{i_1+i_2}$, в зависимости от схемы прибора. Эти уравнения можно решать графическим методом.

6) Определение электрических параметров логометра. Примем плотность тока в рамках $j\leqslant 4$—6 *а/мм*².

Средняя длина витка рамки логометра (в *мм*)

$$l_{0р}=2(h'+b+\pi r),$$

где h' — высота рамки в *мм*;
b — ширина рамки в *мм*;
r — радиус закругления рамки в *мм*.

Сопротивление витка

$$R_{в}=\rho\frac{l_{0р}}{S},$$

где $l_{0р}$ — средняя длина витка рамки в *мм*;
S — площадь поперечного сечения провода в *мм*².

Количество витков рамки

$$n=\frac{R_{к}}{R_{в}},$$

где $R_{к}$ — сопротивление рамки.

Площадь сечения стороны рамки

$$S_0=\frac{nS'}{k_3},$$

где k_3 — коэффициент заполнения, равный 0,7—0,8;
S' — площадь сечения провода с изоляцией в *мм*².

7) Успокоение (демпфирование) подвижной системы логометра достигается посредством размещения подвижного магнита внутри медного успокоителя.

При колебаниях магнита в успокоителе наводятся вихревые токи. Коэффициент успокоения найдем из соотношения [1]

$$k_{у}=\frac{2J}{t_3}\ln\lambda\ (Гсм\ сек),$$

где J — момент инерции подвижной системы в *Гсм сек*²;
t_3 — время успокоения в сек.;
λ — относительная погрешность недостижения подвижной системой положения равновесия, принимаемая равной 0,02. Коэффициент успокоения $k_{у}$ можно найти по формуле, аналогичной формуле (10.28)

$$k_{у}=\frac{8pB^2b^2R^2\gamma\delta c\ln\frac{\tau_1}{l}}{2(1+c^2)9810}\,[Гсм\ сек].$$

[1] Г. О. Фридлендер, В. П. Селезнев, Пилотажные манометрические приборы, компасы и автоштурманы, Оборонгиз, 1953.

Пользуясь обоими выражениями для $k_у$, можно найти потребное значение толщины стенок успокоителя

$$\delta = \frac{J(1+c^2) J \ln \lambda 9810}{2pB^2b^2R^2\gamma c i_3 \ln \frac{\tau_1}{l}} \, [см],$$

где p — число пар полюсов;
B — индукция в зазоре в *гс*;
b — высота успокоителя в *см*;
R — внешний радиус успокоителя в *см*;
γ — удельная проводимость материала успокоителя в *м/ом мм²*;

$$c = \frac{b}{\tau_1};$$

τ_1 — полюсное деление в *см*;
l — расстояние между краями двух смежных полюсов в *см*.

Глава IX

ТЕРМОМЕТРЫ

1. Общие сведения

Приборы, предназначенные для измерения температуры тел, называются *термометрами*.

В качестве принципа для устройства термометров можно использовать любое физическое явление, в котором температура однозначно связана с какой-либо легко определяемой величиной (например, изменением объема, давления, э. д. с. и т. д.). В настоящее время применяются термометры, построенные на различных принципах. Классифицируя термометры по принципу действия их чувствительного элемента, можно отметить следующие типы, получившие наибольшее распространение:

1) термометры, основанные на тепловом расширении жидкостей и твердых тел при неизменном внешнем давлении (ртутные, спиртовые, биметаллические, дилатометрические и др.);

2) термометры манометрические, основанные на изменении давления жидкости, пара или газа внутри, замкнутого сосуда неизменного объема при изменении температуры;

3) электрические термометры сопротивления;

4) термоэлектрические термометры;

5) термометры термоэлектронные;

6) термометры (пирометры) излучения и др.

В табл. 9. 1 приведена классификация методов измерения температуры с указанием типа чувствительного элемента, принципиальной схемы и примерного диапазона измеряемых температур.

Авиационные термометры, применяемые в качестве бортовых приборов, служат для измерения температуры газов в газотурбинных двигателях, температуры в камерах сгорания реактивных двигателей, температуры масла, воды или другой охлаждающей жидкости, температуры головок цилиндров, температуры наружного воздуха и пр.

Диапазон температур газов в газотурбинных двигателях весьма широк и находится в пределах от 300 до 1200° С. В настоящее время намечается тенденция к повышению верхнего предела температуры до 1500° С. В камерах сгорания реактивных двигателей температура может достигать 3000° С.

Таблица 9.1

Типы термометров	Типы чувствительных элементов	Принципиальная схема	Диапазон измерений температур в °C
Термометры расширения	Ртутные и спиртовые		от −38 до +750
	Биметаллические		от −60 до +250
	Дилатометрические		от −60 до +900
	Тензометрические		от −200 до +300
Манометрические	Паровые Газовые Жидкостные		от 0 до +300 от −50 до +400 от 0 до +300°
Электрические термометры сопротивления	Проводниковые		от −120 до +1000
	Полупроводниковые		от −60 до +1000

Продолжение

Типы термометров	Типы чувствительных элементов	Принципиальная схема	Диапазон измерений температур в °C
Термоэлектрические	Термопары		до 2000
	Термобатарея		до 2000
Термоэлектронные	Диод с металлическим баллоном—катодом	A, K	от 700 до 1000
Пневматические	Метод диафрагмы	$\vartheta = A(p_1 - p_2)$	до 6000
Термометры излучения	Термоэлектрические		от 600 и выше
	Термоэлектронные	A, K	
	Болометрические		
	Термисторы		

Продолжение

Типы термометров	Типы чувствительных элементов	Принципиальная схема	Диапазон измерений температур в °С
Термометры излучения	Фотоэлементы с внешним фотоэффектом	[схема]	от 600 и выше
	То же с внутренним фотоэффектом	[схема]	
	Фотосопротивления	[схема]	
	Нити накала	[схема]	
Сравнительные	Капсюли		
	Термосплавы		
	Термокраски		

В поршневых двигателях, где контролируется тепловой режим систем охлаждения масла или цилиндров, диапазон температур составляет 50—140° С для масла и охлаждающей жидкости и 0—300° С для головок цилиндров.

Требования, предъявляемые к точности измерения температур, различны в зависимости от того, какая температура измеряется. В реактивных двигателях (газотурбинных, жидкостно-реактивных, прямоточных), где измеряемая температура является основным параметром, непосредственно влияющим на режим двигателя и его прочность, погрешности измерения температуры не должны превышать 0,5—1%. Требования, предъявляемые к точности измерения температур в системах охлаждения всех авиационных двигателей, несколько ниже и оцениваются допустимыми погрешностями в 1—2%.

В системах охлаждения авиационных двигателей находят применение манометрические, термоэлектрические термометры, электрические термометры сопротивления и термометры расширения. При измерении температуры газов применяются термоэлектрические термометры и термометры излучения.

Авиационные термометры должны быть дистанционными. Этому условию полностью удовлетворяют электрические термометры. Манометрические термометры выпускаются с достаточно длинными капиллярами, являющимися гидравлическими дистанционными передачами, однако ввиду больших эксплуатационных недостатков капилляры стали заменять электрическими дистанционными передачами. В настоящее время наибольшее распространение в качестве измерительных приборов находят электрические термометры. Термометры манометрические и термометры расширения применяются, главным образом, в качестве чувствительных элементов в регуляторах температуры. Это объясняется тем, что чувствительные системы этих термометров развивают большое перестановочное усилие.

Термометры, применяемые в качестве бортовых, должны быть прямопоказывающими и автоматически действующими (без вмешательства человека в операцию измерения). При исследованиях работы авиационных двигателей применяются также записывающие приборы (термографы). Применение записывающих приборов обязательно при исследовании быстроизменяющихся температур.

2. Особенности измерения температуры

Общие замечания. Показания термометра должны соответствовать температуре его чувствительного элемента, так как чувствительный элемент вводится в соприкосновение со средой, температуру которой необходимо измерить. Другими словами, температура чувствительного элемента должна быть равна измеряемой температуре, что имеет место не всегда. Совпадение этих темпера-

тур зависит от многих факторов и в первую очередь от размера, формы и материала чувствительного элемента, от размера, формы и материала среды, температура которой измеряется, и от условий передачи теплоты к чувствительному элементу. Всякий чувствительный элемент, внесенный в среду, искажает температурное поле этой среды, поэтому показания термометра могут отличаться от измеряемой температуры. Не вдаваясь пока в детали вопроса, можно сказать, что показания термометра будут тем ближе к истинному значению температуры, чем лучше теплообмен между средой и термометром.

Для установления связи между температурами среды и чувствительного элемента рассмотрим кратко основные закономерности теплопередачи.

Законы теплопередачи. Передача теплоты к чувствительному элементу термометра может происходить через конвекцию, лучеиспускание и теплопроводность. Теплообмен через конвекцию имеет место при измерении температуры газов и жидкостей. Если среда, в которой измеряется температура, ограничена стенками, то вследствие прозрачности жидкостей и газов теплообмен между стенками и чувствительным элементом будет происходить также и через лучеиспускание. Наконец, при измерении температуры твердых тел передача теплоты к чувствительному элементу происходит в основном через теплопроводность.

Передача теплоты через конвекцию по закону Ньютона пропорциональна площади F соприкосновения чувствительного элемента и среды, разности температур между средой ϑ и прибором ϑ_0 и времени. Количество теплоты Q в единицу времени при конвекционном теплопереходе будет

$$Q=\alpha F(\vartheta-\vartheta_0), \qquad (9.1)$$

где α — коэффициент конвекционного теплоперехода. Этот коэффициент не является постоянным, а зависит от состояния среды, температуры, и т. д. Так, например, для спокойного воздуха при различных температурах α изменяется от 3 до 30, а для движущегося воздуха— от 10 до 500.

Рассмотрим закон теплопередачи лучеиспусканием. Количество теплоты, излучаемое с 1 *см²* абсолютно черным телом, замкнутым в пространстве с абсолютно черными стенками, согласно закону Стефана-Больцмана

$$Q=c_п(T^4-T_c^4), \qquad (9.2)$$

где T — абсолютная температура излучающей поверхности;
T_c — абсолютная температура окружающих стенок;
$c_п$ — коэффициент пропорциональности, равный для абсолютно черных тел 5,709 *эрг/см²* °K⁴. Для неабсолютно черных тел коэффициент $c_п$ имеет меньшие численные значения.

Из выражения (9. 2) видно, что, поскольку температура входит в четвертой степени, теплопередача лучеиспусканием возрастает с повышением температуры.

Передача теплоты Q посредством теплопроводности через стенку толщиной δ и площадью F по закону Фурье будет

$$Q=\lambda\frac{F}{\delta}(\vartheta_1-\vartheta_2), \qquad (9.3)$$

где ϑ_1, ϑ_2 — температуры поверхностей стенки;
λ — коэффициент теплопроводности.

Найдем закон теплопередачи при учете не только температур ϑ_1 и ϑ_2 поверхностей стенки, но также температур ϑ_1' и ϑ_2' сред, окружающих стенку. Передача теплоты Q от среды с температурой ϑ_1' к стенке с температурой ϑ_1 вследствие конвекции будет

$$Q=\alpha_1F(\vartheta_1'-\vartheta_1). \qquad (9.4)$$

Передача теплоты через стенку вследствие теплопроводности

$$Q=\lambda\frac{F}{\delta}(\vartheta_1-\vartheta_2), \qquad (9.5)$$

а передача от стенки к среде

$$Q=\alpha_2F(\vartheta_2-\vartheta_2'). \qquad (9.6)$$

Исключая отсюда температуры ϑ_1 и ϑ_2, получим

$$Q=kF(\vartheta_1'-\vartheta_2'), \qquad (9.7)$$

где $k=\dfrac{1}{\dfrac{1}{\alpha_1}+\dfrac{1}{\alpha_2}+\dfrac{\delta}{\lambda}}$ — коэффициент теплопередачи.

Измерение температуры жидкостей и газов. Если поместить термометр в газ, то в результате конвекции его температура будет приближаться к температуре газа. Из формулы (9. 1) видно, что для лучшего теплообмена между термометром и средой необходимо увеличивать коэффициент теплоперехода α и площадь F.

Если газ, температура которого измеряется, окружен стенками, то вследствие прозрачности газа между термометром и стенками будет происходить лучистый теплообмен. Так как температура стенок и газа неодинакова, то термометр будет иметь температуру, отличную от температуры газа, т. е. его показания будут неточными.

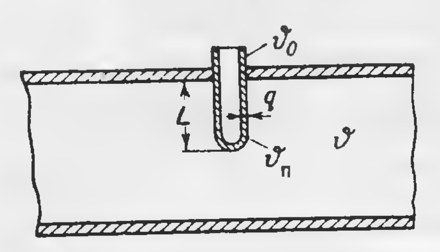
Наряду с этим чувствительный элемент термометра не может быть полностью погружен в газ, так как необходимо обеспечить крепление элемента и вывод проводки. В таком случае часть теплоты, получаемой от среды, будет оттекать от термометра через его непогруженную поверхность и температура будет понижаться.

Таким образом, теплообмен между средой и термометром через конвекцию при измерении температуры жидкостей и газов является полезным, а теплообмен через лучеиспускание и теплопроводность ведет к изменению температуры термометра по отношению к температуре среды и поэтому является нежелательным.

Произведем примерный учет погрешности, допускаемой при измерении температуры газа, ограниченного стенками, например газа в трубопроводе (фиг. 9.1). Легко понять, что это будет методическая погрешность.

Если принять, что чувствительный элемент представляет собой полый цилиндр с толщиной стенок q, периметром поперечного сечения $S(=\pi d)$ и изготовлен из материала с коэффициентом теплопроводности λ, то, как известно, отток теплоты к непогруженному концу термометра

$$Q_2=\frac{\alpha F(\vartheta-\vartheta_0)}{\mathrm{ch}\left(L\sqrt{\frac{\alpha S}{\lambda q}}\right)}, \qquad (9.8)$$



Фиг. 9.1. Схема расположения чувствительного элемента термометра.

где α — коэффициент теплоперехода;

F, L — площадь и длина погруженной части термометра;

ϑ, ϑ_0 — температуры среды и непогруженного конца термометра соответственно.

Погруженный конец термометра имеет температуру $\vartheta_п$.

Потери теплоты чувствительным элементом через излучение будут

$$Q_3=c'(T_п^4-T_с^4)F, \qquad (9.9)$$

где $T_п$ — абсолютная температура стенок чувствительного элемента;

$$c'=\frac{1}{\frac{1}{c_п}+\frac{F}{F_с}\left(\frac{1}{c_с}+\frac{1}{c_п}\right)}.$$

Здесь $c_п$, $c_с$ и $c_ч$ — коэффициенты лучеиспускания прибора, стенок и абсолютно черного тела;

$F_с$ — поверхность стенок.

Если $F_с \gg F$, то

$$c'=c_п.$$

Приток теплоты к термометру вследствие конвекции

$$Q_1=\alpha F(\vartheta-\vartheta_п), \qquad (9.10)$$

где $\vartheta_п$ — температура прибора.

При установившемся тепловом режиме

$$Q_1=Q_2+Q_3$$

или

$$\vartheta-\vartheta_п=\frac{c'}{\alpha}(T_п^4-T_с^4)+\frac{\vartheta-\vartheta_0}{\mathrm{ch}\left(L\sqrt{\frac{\alpha S}{\lambda q}}\right)}. \qquad (9.11)$$

Разность $\vartheta-\vartheta_п$ представляет интересующую нас погрешность, возникающую вследствие потерь на теплоизлучение и теплопроводность.

На основании формулы (9.11) можно определить, что для уменьшения погрешностей следует увеличивать длину погруженной части L, коэффициент теплоперехода α, периметр S и уменьшать коэффициент теплопроводности λ и толщину стенок q.

Так как погрешности измерения температуры могут иметь большое значение, особенно при высоких температурах, то для уменьшения их применяют ряд конструктивных мер. Для этой цели теплоизолируют как ограничивающие стенки, так и непогруженную часть термометра. Для уменьшения коэффициента лучеиспускания c' выгодно применять блестящие покрытия чувствительных элементов термометров. Об этом особенно нужно помнить при измерении температуры наружного воздуха, когда влияние солнечных лучей может быть весьма заметным. В том случае, когда теплоизоляция не дает хороших результатов или ее затруднительно осуществить, для чувствительных элементов применяют специальные экраны, затрудняющие теплоизлучение, и искусственно увеличивают коэффициент теплоперехода α посредством обдува чувствительного элемента.

При измерении температуры газов, движущихся с большими скоростями, особое значение приобретает переход кинетической энергии газов в тепловую энергию в местах торможения потока. Известно, что если $\vartheta_т$ — температура заторможенного потока и $\vartheta_с$ — статическая температура, которая была бы замерена прибором, движущимся вместе с газом со скоростью v, то имеет место соотношение

$$\vartheta_т-\vartheta_с=\frac{v^2}{2jc_pg}, \qquad (9.12)$$

где $j=427$ *кгм/ккал* — механический эквивалент тепла;

c_p — теплоемкость газа при постоянном давлении;

g — ускорение силы тяжести.

Из соотношения (9.12) следует, что чем больше скорость движения газа, тем больше разница между температурами торможения и статической. Так, например, при скорости движения воздуха 300 *м/сек* эта разность составляет 44° С.

При погружении теплочувствительного элемента в газовый поток на поверхности элемента будет иметь место торможение потока;

однако полное торможение не достигается, поэтому температура теплочувствительного элемента будет меньше температуры заторможенного потока и больше температуры статической.

Степень отклонения температуры ϑ теплочувствительного элемента от температуры заторможенного потока, определяемая конструктивными формами прибора, оценивается коэффициентом торможения

$$r = \frac{\vartheta - \vartheta_c}{\vartheta_т - \vartheta_c}. \qquad (9.13)$$

Чем больше коэффициент торможения r, тем с большей точностью измеряется температура заторможенного потока $\vartheta_т$.

Если воспользоваться соотношением (9.12) и (9.13), то легко получить выражение для погрешности измерения температуры заторможенного потока

$$\vartheta_т - \vartheta = (1 - r)\frac{v^2}{2jgc_p}. \qquad (9.14)$$

Для теплочувствительного элемента в виде проволоки, поставленной поперек потока, коэффициент r составляет величину порядка 0,65 и повышается до 0,87 при расположении проволоки вдоль потока; для шарика r=0,75. При полном торможении потока можно получить r=0,95—0,98.

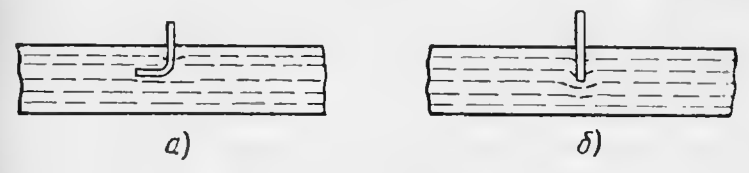
В газотурбинных двигателях обычно измеряют температуру заторможенного потока, для чего теплочувствительный элемент помещают в пространство с почти полностью заторможенным потоком. При этом следует помнить, что интенсивность теплообмена в заторможенном потоке уменьшается, поэтому в приборах подобного типа динамические погрешности больше, чем в приборах, измеряющих температуру незаторможенного потока.

Измерение температуры твердых тел и поверхностей. При измерении температуры твердых тел следует обращать внимание только на отток теплоты через непогруженную часть прибора. Вследствие непрозрачности твердых тел лучистый теплообмен между термометром и стенками места не имеет.

Если объем измеряемого тела велик и температура его распределена равномерно, то погружение чувствительного элемента термометра на достаточную глубину обеспечивает необходимую точность измерения. В том случае, когда размеры тела сравнимы с размерами чувствительного элемента, приходится считаться с искажением температурного поля.

На фиг. 9.2, *а* и *б* приведены случаи измерения температуры в твердом теле, размеры которого сравнимы с размерами чувствительного элемента. Если чувствительный элемент вводится как показано на фиг. 9.2, *б*, то температурное поле будет искажено из-за оттока теплоты через чувствительный элемент. Лучшие результаты дает способ введения чувствительного элемента, показанный на фиг. 9.2, *а*.

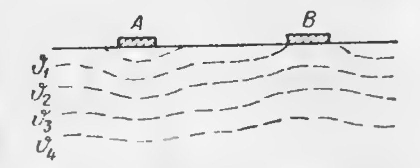
Вполне очевидно, что искажения поля будут тем меньше, чем меньше размеры чувствительного элемента. Наилучшие по точности результаты можно получить при измерении температур твердых тел при помощи термопар, так как термопары можно выполнять малых размеров.



Фиг. 9.2. Схема расположения чувствительного элемента термометра.

а—температурное поле искажено мало, *б*—температурное поле искажено сильно.

Для измерения температуры поверхности чувствительный элемент термометра должен быть приведен в соприкосновение с этой поверхностью. При этом передача тепловой энергии к чувствительному элементу происходит через теплопроводность. Установка измерительного прибора на поверхности искажает температурное поле поверхности. На фиг. 9.3 показаны расположения приборов A и B на поверхности, температура которой должна быть измерена. Предположим, что коэффициенты теплопроводности тел A и B есть λ_A и λ_B, причем $\lambda_A > \lambda > \lambda_B$, где λ—коэффициент теплопроводности материала поверхности. Легко видеть, что температура поверхности под прибором A будет понижаться, а под прибором B—повышаться.



Фиг. 9.3. Картина температурного поля для теплочувствительных элементов с разными коэффициентами теплопроводности.

Для получения неискаженных показаний термометра необходимо прежде всего уменьшать размеры чувствительного элемента. Кроме того, желательно, чтобы коэффициент теплопроводности λ чувствительного элемента не отличался от коэффициента теплопроводности материала поверхности и чтобы конвекционный теплопереход к наружной среде от поверхности чувствительного элемента был равен конвекционному теплопереходу от площади, занятой чувствительным элементом.

3. Динамические погрешности термометров

Наряду с другими погрешностями большое значение имеют динамические погрешности термометров, под которыми следует понимать запаздывание, вызванное тем, что теплота передается не мгновенно. Динамические погрешности определяются не только свойствами при-

бора, но и характером изменения измеряемой температуры. Чем быстрее изменяется измеряемая температура, тем большее значение приобретают динамические погрешности. Эти погрешности будут тем меньше, чем совершеннее теплообмен между теплочувствительным элементом и средой.

Значение динамических погрешностей становится особенно важным тогда, когда приходится измерять переменные температуры, быстро нарастающие и убывающие, как это имеет место, например, в газотурбинных двигателях.

Чтобы составить представление о влиянии геометрических и физических параметров прибора на его динамические погрешности, схематизируем явление. Предположим, что теплочувствительный элемент представляет собой физическое тело объемом v и соприкасается со средой поверхностью F.

Температура ϑ по чувствительному элементу распределена равномерно.

Количество теплоты, переданной от испытуемой среды к чувствительному элементу за время Δt, будет

$$-F\alpha(\vartheta-\vartheta_0)\Delta t, \qquad (9.15)$$

где α — коэффициент теплопередачи;

ϑ_0 — температура испытуемой среды.

Это же количество теплоты можно выразить через повышение температуры

$$c\rho v[\vartheta(t+\Delta t)-\vartheta(t)]. \qquad (9.16)$$

Разлагая $\vartheta(t+\Delta t)$ в ряд Тейлора и ограничиваясь линейными членами относительно Δt, получим

$$c\rho v\frac{d\vartheta}{dt}\Delta t, \qquad (9.16')$$

где c и ρ — соответственно удельная теплоемкость и плотность материала чувствительного элемента.

Приравнивая выражения (9.15) и (9.16'), получим

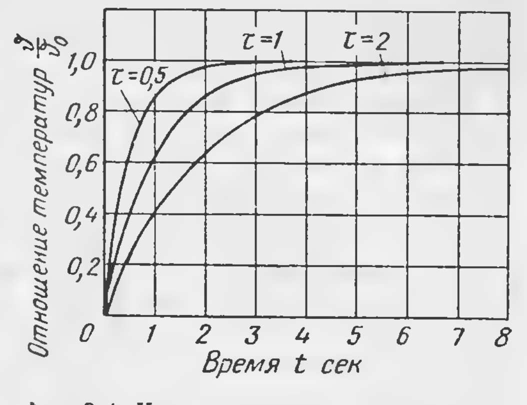
$$\frac{d\vartheta}{dt}+\frac{1}{\tau}(\vartheta-\vartheta_0)=0, \qquad (9.17)$$

где $\tau=\rho cv/\alpha F$ — постоянная времени чувствительного элемента.

Решение уравнения (9.17) можно записать в виде

$$\vartheta=\vartheta_0\left(1-e^{-\frac{t}{\tau}}\right). \qquad (9.18)$$

Для того чтобы температура ϑ быстрее достигла значения ϑ_0, постоянная времени τ должна быть возможно меньше. Другими словами, для уменьшения динамических погрешностей следует уменьшать объем v, плотность ρ и теплоемкость c и увеличивать площадь F соприкосновения прибора и среды и коэффициент теплопередачи α. Если речь идет о выборе одних лишь конструктивных параметров, то форма чувствительного элемента должна быть такой, чтобы при минимальном объеме иметь наибольшую площадь соприкосновения с испытуемой средой.



Фиг. 9.4. Кривые нарастания температуры чувствительных элементов при различных значениях постоянной времени τ.

На фиг. 9.4 приведены кривые, показывающие характер нарастания температуры при различных значениях постоянной времени (соответственно $\tau=0{,}5$; 1 и 2 сек.) согласно выражению (9.18). Из кривых видно, что чем больше постоянная времени τ теплочувствительного элемента, тем больше потребуется времени, чтобы достигнуть заданной температуры.

Постоянная времени τ обратно пропорциональна коэффициенту теплопередачи α, поэтому с увеличением его τ уменьшается. Известно, что коэффициент теплопередачи возрастает с увеличением скорости движения среды, в которой измеряется температура, поэтому постоянная времени прибора в среде с большой скоростью движения будет значительно меньше, чем в неподвижной среде. Точнее говоря, постоянная времени зависит не от скорости движения, а от весового расхода газа в единицу времени. Если G_1 и G_2 — весовые расходы газа в единицу времени, то при помещении в поток теплочувствительного элемента его постоянная времени будет иметь значения τ_1 и τ_2, соответствующие расходам G_1 и G_2, причем

$$\frac{\tau_1}{\tau_2}=\left(\frac{G_2}{G_1}\right)^{\frac{1}{2}}. \qquad (9.19)$$

4. Манометрические термометры

Общие замечания. Манометрические термометры, основанные на изменении давления жидкости, пара или газа внутри замкнутого сосуда при изменении температуры, бывают трех типов.

Манометрический термометр первого типа состоит из металлического резервуара, заполненного жидкостью, хорошо расширяющейся при изменении температуры, и манометра, соединенного с резервуаром капилляром. При изменении температуры объем жидкости изменяется и по-разному воздействует на чувствительную часть мано-

метра (при минимальной измеряемой температуре жидкость в резервуаре должна находиться под давлением). Для заполнения системы [термопатрон (чувствительный элемент), капилляр и полость манометра] применяются ртуть, керосин, лигроин, метиловый спирт, ксилол и др. Так как между температурой и давлением жидкости в резервуаре имеется однозначная связь, то манометр, измеряющий давление, можно проградуировать в градусах. Диапазон измерения манометрических термометров составляет 40—550° С.

Манометрический термометр второго типа основан на свойствах насыщенных паров некоторых жидкостей с низкой точкой кипения. Давление насыщенных паров этих жидкостей является функцией температуры (в определенном диапазоне температур). Показания такого термометра зависят от температуры двухфазной системы жидкость — пар, но совсем не зависят от распределения температуры вдоль капилляра, как это имеет место в манометрических термометрах первого типа. В термометрах второго типа чувствительный элемент частично заполнен жидкостью, точка кипения которой должна быть несколько ниже наиболее низкого значения измеряемой температуры. В качестве таких жидкостей применяются этилхлорид, метилхлорид, ацетон и др. Капиллярная трубка и полость манометра заполняются специальной передающей жидкостью или той же рабочей жидкостью, что и чувствительный элемент. Эти термометры применяются для измерения температур от 0 до 200° С.

Манометрический термометр третьего типа подобен термометру второго типа, за исключением того, что заполнителем системы в данном случае является не жидкость и ее пар, а газ. В качестве заполнителя обычно применяется какой-либо инертный газ, например азот, гелий и др. Диапазон температур, измеряемых термометрами третьего типа, весьма широк и определяется, с одной стороны, критической температурой газа (азот — 147° С, гелий — 267° С), а с другой — теплостойкостью материала термопатрона.

Преимуществом манометрических термометров является простота конструкции, большое усилие, развиваемое теплочувствительным элементом, и виброустойчивость. Однако частая поломка капилляров, особенно в местах присоединения к приемнику и манометру, а также большие трудности ремонта в полевых условиях привели к тому, что эти термометры стали заменять более совершенными электрическими термометрами. Все же нередко эти термометры применяются еще в качестве чувствительных элементов в автоматических регуляторах температуры, хотя большое время запаздывания, создаваемое термопатронами и капиллярами, значительно снижает ценность применения их в качестве чувствительных элементов.

Существенным недостатком манометрических термометров является наличие капилляров, служащих для дистанционной передачи показаний. Эти капилляры в жидкостных и газовых термометрах являются источниками значительных температурных погрешностей, ограничивающих применение термометров.

Конструктивно манометрические термометры (фиг. 9.5) выполняются в виде цилиндрического баллона (термопатрон) *1*, капилляра *2* и манометра (манометрическая трубка, манометрическая коробка) *3*. Баллон изготовляется из латуни, нержавеющей стали, монельметалла и др. Капилляр изготовляется из меди, причем для предохранения от поломки на него надевается еще защитная трубка из металлической сетки. Конструкция манометров обычная для манометрических приборов.

Основные соотношения. Установим сначала основные соотношения для жидкостных термометров.

Известно, что если нагревать жидкость при постоянном объеме, то давление p, действующее на стенки, ограничивающие объем, будет возрастать.

Если p_0 — давление жидкости в термопатроне при 0° С, то

$$p=p_0(1+\gamma\vartheta), \quad (9.20)$$

где γ — термический коэффициент давления жидкости;

ϑ — температура.

Фиг. 9.5. Схема манометрического термометра.

1—цилиндрический баллон, *2*—капилляр, *3*—пружинный манометр.

Если известен коэффициент γ, то по величине давления можно определить величину температуры ϑ.

Выразим величину γ через другие физические константы жидкости. Предположим, что жидкость нагревается при постоянном давлении $p=\text{const}$. Тогда объем v жидкости будет возрастать согласно уравнению

$$v=v_0(1+\alpha\vartheta), \quad (9.21)$$

где α — коэффициент расширения жидкости;

v_0 — объем жидкости при температуре 0° С.

Из выражений (9.20) и (9.21) следует, что если температуру жидкости увеличить на $\Delta\vartheta$, то при постоянном объеме $v=\text{const}$ давление возрастает на Δp, при этом

$$\Delta p=\gamma p_0\Delta\vartheta, \quad (9.22)$$

а при постоянном давлении $p=\text{const}$ объем возрастает на Δv, причем

$$\Delta v=\alpha v\Delta\vartheta. \quad (9.23)$$

Если при постоянной температуре $\vartheta=\mathrm{const}$ увеличить давление на Δp, то объем жидкости уменьшится на Δv, а

$$\Delta v=-\beta v\Delta p, \tag{9.24}$$

где β — коэффициент сжатия жидкости.

Установим связь между коэффициентами α, β и γ. Пусть v, p и ϑ — соответственно объем, давление и температура жидкости. Нагреем жидкость на $\Delta\vartheta$, тогда объем ее возрастет согласно уравнению (9.23). Теперь сожмем жидкость при постоянной температуре $\vartheta+\Delta\vartheta=\mathrm{const}$ до прежнего объема (на величину Δv), для чего следует увеличить давление на величину Δp, т. е.

$$\Delta v=\beta v\Delta p. \tag{9.25}$$

Подставляя в уравнение (9.25) значение Δv из уравнения (9.23) и Δp из уравнения (9.22), получим

$$\gamma=\frac{\alpha v_0}{\beta p_0 v}, \tag{9.26}$$

где v_0 — объем при 0° С и давлении p;
p_0 — давление при 0° С и объеме v.

По формуле (9.26) можно вычислить термический коэффициент давления, если известны α, β и увеличение объема чувствительного элемента $v-v_0$, вызванное увеличением давления.

Если чувствительный элемент выполнен в виде цилиндрического баллона, то, как известно, его объем

$$v=v_0\left(1+\frac{1{,}25D}{\beta bE}\right), \tag{9.27}$$

где D — диаметр баллона;
b — толщина стенок;
E — модуль Юнга материала баллона.

Из формул (9.26) и (9.27) находим

$$\gamma=\frac{\alpha}{p_0\left(\beta+\frac{1{,}25D}{bE}\right)}. \tag{9.28}$$

Таким образом, зависимость давления от температуры чувствительного элемента можно записать на основании формул (9.20) и (9.28).

$$p-p_0=\frac{\alpha\vartheta}{\beta+\frac{1{,}25D}{bE}}. \tag{9.29}$$

Если изменением объема чувствительного элемента и манометра можно пренебречь, то эта формула упрощается и принимает вид

$$p-p_0=\frac{\alpha}{\beta}\vartheta. \tag{9.30}$$

Из приведенных соотношений видно, что давление внутри чувствительного элемента термометра зависит не только от температуры, но и от свойств материала манометра, предназначенного для измерения давления заполняющей жидкости. Постоянство объема заполняющей жидкости и, как следствие, справедливость формулы (9.30) имеют место только в том случае, когда в качестве измерителя применяется пьезоэлектрический манометр. В приборах с пружинными манометрами постоянство объема не имеет места, поэтому вычисление термического коэффициента давления следует производить по формуле (9.26).

В том случае, когда в качестве измерителя применяются манометры с малой упругостью, можно приближенно принять, что объем заполняющей жидкости изменяется при постоянном давлении.

Заметим, что при более точном рассмотрении явлений в термометрах под α следует подразумевать суммарный коэффициент расширения жидкости и баллона.

До сих пор действие чувствительного элемента рассматривалось без учета влияния дистанционной передачи и манометра. При дальнейшем изложении влияние этих элементов будет учтено.

Установим соотношения для термометров, основанных на свойствах насыщенных паров некоторых жидкостей с низкой точкой кипения. Как было указано, в качестве таких жидкостей применяются чаще всего этилхлорид, метилхлорид, ацетон и др.

Этилхлорид при нормальной температуре является бесцветной жидкостью. Точка кипения этилхлорида +13,1° С, а точка плавления —138,7° С. Следовательно, этилхлоридовые термометры можно применять для измерения температуры выше 15° С. Удельный вес этилхлорида при 0° С равен 0,92. При комнатной температуре этилхлорид можно хранить только в герметически закрытых сосудах.

На фиг. 9.6 приведен график функции $p=f(\vartheta)$ (кривая *2*), где p — давление насыщенных паров этилхлорида; ϑ — температура паров.

Как видно из графика, диапазон изменения давления p при изменении температуры от 0 до 100° С составляет 8723—465=8258 *мм* рт. ст.=11,2 *ат*.

Ацетон является бесцветной жидкостью; точка кипения при +56° С, точка плавления —94,9° С. Зависимость давления насыщенных паров его в функции температуры $p=f(\vartheta)$ иллюстрируется кривой *3*. Диапазон изменения давления при изменении температуры от 0 до 100° С составляет 2797—70=2727 *мм* рт. ст.=3,7 *ат*.

Метилхлорид при нормальной температуре является бесцветным газом. Точка кипения при —24,1° С, точка плавления —91,5° С.

Удельный вес метилхлорида при 0° С равен 0,954. Метилхлорид при нормальной температуре можно хранить только в герметически закрытой толстостенной посуде. Зависимость давления насыщенных паров его в функции температуры иллюстрируется кривой *1*. Диапазон изменения давления при изменении температуры от 0 до 100° С составляет 25 397—1865=23 532 *мм* рт. ст.=31,9 *ат*.

Отсюда следует, что при одинаковом диапазоне изменения температуры давление насыщенных паров метилхлорида в 9 раз больше, чем ацетона, и в 3 раза больше, чем этилхлорида, что позволяет увеличить чувствительность метилхлоридных термометров.

Фиг. 9.6. Кривые зависимости давления насыщенных паров от температуры.

1—для метилхлорида, *2*—для этилхлорида, *3*—для ацетона.

Однозначная зависимость давления насыщенных паров от температуры существует только до определенной критической температуры. *Критической* называется такая температура, при которой плотность насыщенных паров равна плотности жидкости. В этом случае разницы между жидкой и газовой фазами не имеется. Давление, соответствующее критической температуре, называется *критическим*. В табл. 9.2 приведены значения критических давлений и температуры для упомянутых выше жидкостей.

Таблица 9.2

Жидкость	Критическая температура °С	Критическое давление *ат*
Этилхлорид	187,2	52,0
Метилхлорид	153,2	66,0
Ацетон	232,6	52,2

Из кривых фиг. 9.6 следует, что связь между давлением и температурой нелинейна, т. е. без выпрямляющих устройств шкала термометра неравномерна. Если в качестве измерителя давления насыщенных паров применяется манометр с манометрической трубкой, то

$$p-p_0'=c\varphi, \qquad (9.31)$$

где p_0' — давление в корпусе прибора;

φ — величина деформации трубки;

c — постоянная, зависящая от размеров и материала трубки.

Так как с подъемом самолета на высоту давление p_0' не остается постоянным, то манометрические термометры обладают высотной методической погрешностью.

Остановимся кратко на газовых термометрах. В данном случае термопатрон заполняется газом с таким расчетом, чтобы критическая температура и давление газа находились значительно выше рабочего диапазона температур. Внутренний объем термопатрона для уменьшения погрешностей за счет передающей трубки должен быть больше по сравнению с объемом трубки и манометра.

Принцип действия газовых термометров основан на свойствах газов, заключенных в замкнутый объем, увеличивать свое давление при увеличении температуры. Если принять, что свойства газа, заключенного в объем, близки к свойствам идеального газа, то можно воспользоваться уравнением Клапейрона.

$$pv=GRT, \qquad (9.32)$$

где T — абсолютная температура;

G — вес газа;

p — давление;

v — объем термопатрона;

R — газовая постоянная.

Если пренебречь изменением объема v с изменением температуры, то получим прямую пропорциональность между давлением газа и его температурой.

Воспользовавшись соотношением

$$T=\vartheta+273,$$

где ϑ — температура в °С, найдем

$$p=\frac{GR}{v}T=p_0(1+\gamma_1\vartheta). \qquad (9.33)$$

Здесь

$$\gamma_1=\frac{1}{273}.$$

Таким образом, шкала прибора будет равномерной.

Гидравлическая дистанционная передача. В манометрических термометрах и манометрах применяется гидравлическая передача. Эта передача состоит из длинного капилляра, заполненного специальной передающей жидкостью или газом.

Рассмотрим свойства этой передачи применительно к термометрам. Наличие гидравлической передачи в приборах является источником динамических погрешностей, возникающих вследствие того, что скорость передачи давления невелика и равна скорости распространения звука в соответствующих условиях.

Будем характеризовать динамические погрешности, вносимые в прибор гидравлической передачей, временем запаздывания, т. е. тем временем, которое протекает от момента мгновенного изменения давления в термопатроне до момента отклонения подвижной системы манометра.

Величина времени запаздывания различна для разных типов передач (разных заполнителей капилляров — газ, жидкость) и для разных термометров.

Предположим, что температура в чувствительном элементе мгновенно возросла, тогда давление, соответствующее этой температуре, тоже мгновенно повысится. Под действием возросшего давления жидкость, заполняющая капилляр, будет перетекать в полость манометра. Скорость реагирования прибора будет зависеть от скорости течения жидкости по капилляру, причем закон течения

$$\frac{dv}{dt} = \frac{\pi r^4}{8\mu l}(p' - p)^{*}, \qquad (9.34)$$

где r и l — соответственно радиус и длина капилляра;
μ — вязкость жидкости (газа);
p' — конечное давление в приемнике;
p — давление в полости манометра;
dv/dt — объемная скорость течения жидкости.

Уравнение (9.34) является основным для гидравлических передач. Из этого уравнения сразу очевидны некоторые свойства передач. Так, например, из него следует, что скорость реагирования прибора с такой передачей пропорциональна четвертой степени радиуса капилляра и обратно пропорциональна его длине и вязкости жидкости.

Рассмотрим совместную работу термопатрона, дистанционной передачи и указателя (манометра).

Для жидкостных манометрических термометров уравнение (9.34) следует решать совместно с уравнением (9.29). Найдем приближенное решение этих уравнений. Очевидно, что между давлением p в полости манометра и притекающей жидкостью объемом v имеется пропорциональность. Если в манометр протекает жидкость объемом dv, то давление возрастет на dp. Связь между этими величинами можно получить на основании уравнений (9.22) и (9.23), переписав их в дифференциальной форме. Получим

$$dp = \frac{\gamma p_0}{\alpha v_0}\, dv. \qquad (9.35)$$

Из уравнений (9.34) и (9.35) находим

$$\frac{dp}{dt} = \frac{\pi r^4 \gamma p_0}{8\mu\alpha l v_0}(p' - p),$$

или, пользуясь формулой (9.28), получим

$$\frac{dp}{dt} = \frac{\pi r^4}{8\mu l v_0\left(\beta + \frac{1,25D}{bE}\right)}(p' - p). \qquad (9.36)$$

* Полагаем уравнение (9.34) справедливым как для жидкостей, так и для газов.

Решение этого уравнения будет иметь вид

$$t_з = \frac{8\mu l v_0\left(\beta + \frac{1,25D}{bE}\right)}{\pi r^4} \ln\left(\frac{p' - p_0}{p' - p}\right), \qquad (9.37)$$

где $t_з$ — время передачи сигнала, являющееся временем запаздывания;
p' — конечное давление в чувствительном элементе;
p_0 — давление в манометре в момент времени $t_з$;
p — давление в манометре в момент времени $t_з$.

Из выражения (9.37) следует, что время запаздывания $t_з$ гидравлической передачи в жидкостных термометрах пропорционально вязкости жидкости, длине капилляра и объему приемника, обратно пропорционально четвертой степени радиуса капилляра и уменьшается с возрастанием толщины стенок баллона.

Для паровых термометров можно принять, что объем жидкости в манометре пропорционален давлению, т. е.

$$v = kp + v_0, \qquad (9.38)$$

где v — внутренний объем полости манометра;
v_0 — объем при $p=0$;
p — давление в манометре;
k — относительное изменение объема при изменении давления.

Решая совместно уравнения (9.34) и (9.38), получим выражение для времени запаздывания $t_з$ передачи в паровых термометрах

$$t_з = \frac{8\mu l k}{\pi r^4} \ln\left(\frac{p' - p_0}{p' - p}\right). \qquad (9.39)$$

Определение времени запаздывания $t_з$ передачи в газовых термометрах производится аналогичным образом. Примем, что давление газа p в манометре пропорционально его объему v и плотности ρ, т. е.

$$p = mv\rho, \qquad (9.40)$$

где m — отношение изменения давления в манометре к массе газа в нем.

Тогда из совместного решения уравнений (9.34) и (9.40) получим

$$t_з = \frac{8\mu l v}{\pi r^4 p'} \ln\left(\frac{p' - p_0}{p' - p}\right). \qquad (9.41)$$

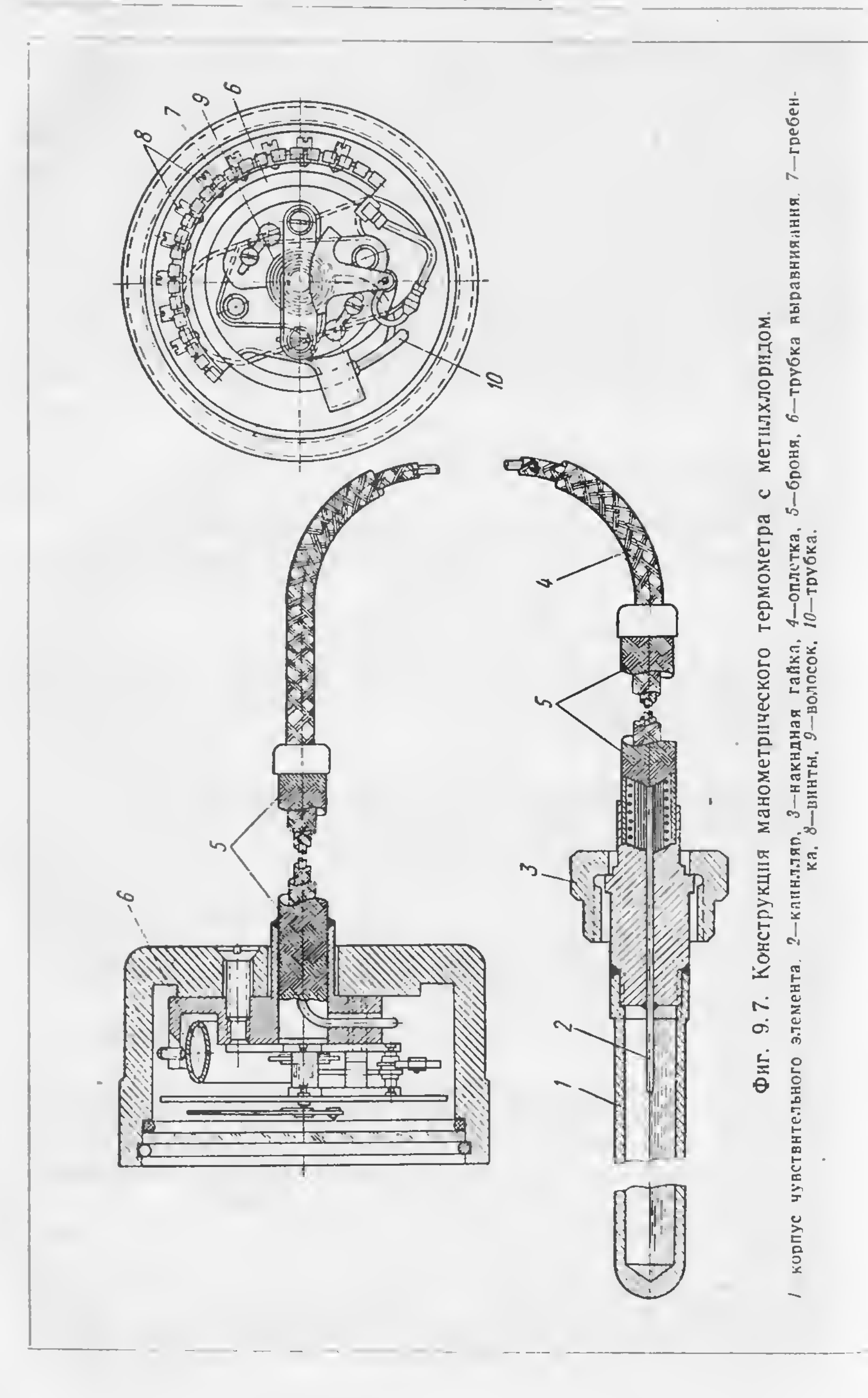
Подсчет времени запаздывания $t_з$ по выражениям (9.37), (9.39) и (9.41) показывает, что наибольшее запаздывание, доходящее до нескольких десятков секунд, имеет место в паровых термометрах. Значительно меньшее запаздывание наблюдается в жидкостных и газовых термометрах.

Особенности устройства манометрических термометров.

На фиг. 9.7 показан манометрический термометр, заполняемый метилхлоридом. Корпус чувствительного элемента *1*, наполовину заполненный метилхлоридом, через капилляр *2* диаметром около 0,35 *мм* соединяется с указателем. Капилляр заключен в металлическую оплетку *4* для предохранения от повреждений.

Передающей жидкостью в этих термометрах является также метилхлорид.

Указателем служит манометр с манометрической трубкой. Заполнение системы метилхлоридом производится через аппендикс. Над манометрической трубкой помещена гребенка *7* с винтами *8*.



Фиг. 9.7. Конструкция манометрического термометра с метилхлоридом.

1 — корпус чувствительного элемента, 2—капилляр, 3—накидная гайка, 4—оплетка, 5—броня, 6—трубка выравнивания, 7—гребенка, 8—винты, 9—волосок, 10—трубка.

Это устройство служит для регулирования показаний и для выравнивания шкалы прибора. Шкала прибора равномерна и имеет деления от 0 до 125° С через 5°.

Термометры этого типа выпускаются в стандартном корпусе d=60 *мм*. Длина капилляра 6, 8 и 14 *м*.

Метилхлоридовые термометры применяются для измерения температуры воды и масла.

В некоторых случаях для охлаждения двигателя вместо воды применяются специальные смеси, как, например, гликольэтилен с точкой кипения +186° С. Шкала прибора, предназначенного для измерения таких температур, должна иметь деления до 200° С. Термометры с такой шкалой можно заполнять, например, ацетоном с низкой точкой кипения. Передающей жидкостью в таких термометрах также служит ацетон. По конструкции этот термометр аналогичен метилхлоридовому. Шкала прибора имеет деления от 50 до 200° С через 10°. Из сравнения этилхлоридовых и метилхлоридовых термометров видно, что последние обладают такими преимуществами, как больший диапазон измеряемых температур, большая чувствительность и устойчивость, большая морозостойкость. Они обладают меньшей высотной погрешностью и большей механической прочностью. Все эти преимущества привели к тому, что в настоящее время для измерения температуры воды и масла выпускаются только метилхлоридовые термометры.

Ацетоновые термометры, уступая метилхлоридовым в чувствительности и высотной погрешности, пригодны для измерения температур только выше 50° С. Таким образом, они не могут применяться для измерения температуры воды и масла в авиационных двигателях.

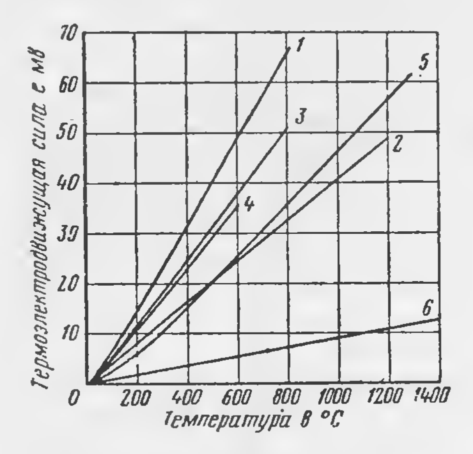
При конструктивном оформлении манометрических термометров (как и всяких термометров вообще) необходимо стремиться к тому, чтобы размеры приемника были возможно меньше, так как в противном случае запаздывание в показаниях будет довольно значительным. Передающая жидкость должна удовлетворять следующим условиям: быть химически нейтральной по отношению к рабочей жидкости и ее парам, обладать определенной вязкостью, не позволяющей ей вытекать из капилляра, но вместе с тем не понижать заметно скорости передачи давления, особенно при низких температурах.

5. Термоэлектрические термометры

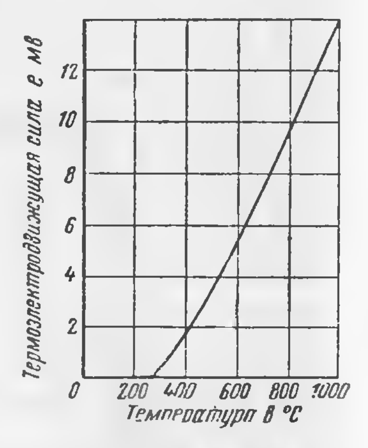
Общие замечания. Принцип действия термоэлектрических термометров основан на использовании термоэлектрического эффекта, который заключается в том, что в замкнутой цепи, состоящей из двух разнородных проводников и имеющей два спая, возникают токи, если температуры спаев различны.

Термопары изготовляются из благородных и неблагородных металлов или их сплавов. Термопары из благородных металлов применяются для измерения высоких температур и при особо точных измерениях. Для технических измерений применяются термопары из неблагородных металлов и их сплавов. Такие термопары имеют бо́льшие термоэлектродвижущие силы, чем термопары из благородных металлов, и недороги.

При измерениях высоких температур большое распространение находит платино-платинородиевая термопара, характеристика которой приведена на фиг. 9.8 (кривая *6*).



Фиг. 9. 8. Характеристики термопар.
1—хромель-копелевой. *2*—хромель-алюмелевой. *3*—железо-копелевой. *4*—медь-копелевой. *5*—золото-палладиевой. *6*—платино-платинородиевой.



Фиг. 9. 9. Характеристика термопары из сплавов НК-СА.

Среди широко применяемых термопар из неблагородных металлов следует назвать хромель-копелевую (хромель — сплав из 89,0% Ni, 9,8% Cr, 1,0% Fe, 0,2% Mn; копель — сплав из 45,0% Ni, 55,0% Cu), хромель-алюмелевую (алюмель — сплав из 94,0% Ni, 0,5% Fe, 2,0% Al, 2,5% Mn и 1,0% Si), железо-копелевую и медь-копелевую.

На фиг. 9.8 приведены характеристики термопар, представляющие собой зависимость термоэлектродвижущей силы *e* от температуры горячего спая (температура холодного спая принимается равной нулю). Практически пределы применимости различных термопар соответствуют тем температурам, при которых заканчиваются приведенные на фиг. 9.8 характеристики. Так, например, хромель-копелевая термопара применяется до температур 800° С, хромель-алюмелевая — до 1200° С и т. д.

Для авиационных термометров применяются наиболее чувствительные термопары, такие как хромель-копелевая, хромель-алюмелевая, медь-константановая и др. За последние годы в Советском Союзе разработаны термопары, не требующие компенсации температуры холодного спая. На фиг. 9.9 приведена характеристика такой термопары, состоящей из никель-кобальтового сплава (НК) и специального алюмеля (СА). Термоэлектродвижущая сила *e*, развиваемая такой термопарой, появляется только тогда, когда разность температур горячего и холодного спаев составляет около 300° С, при этом колебания температуры холодного спая в пределах от —60 до 50° С практически не влияют на показания прибора.

В принципе термоэлектрические термометры можно применять для измерения любой температуры, начиная от нуля, однако практически нижний предел измеряемых температур устанавливается температурой холодного спая.

Непостоянство температур холодного спая является причиной погрешностей термоэлектрических термометров. Без компенсации этих погрешностей приборы применять нельзя (за исключением термопары из сплавов НК-СА).

Термоэлектрические термометры применяются в настоящее время для измерения температуры головок цилиндров и температуры выхлопных газов в газотурбинных двигателях.

Основными преимуществами термоэлектрических термометров являются простота конструкции, постоянство градуировки и незначительное запаздывание в показаниях, которое вызывается малыми размерами чувствительных элементов.

Термопары, предназначенные для измерения высоких температур, защищены оболочками, которые должны обладать огнеупорностью, газонепроницаемостью, способностью выдерживать резкие изменения температуры, большой теплопроводностью и механической прочностью.

В качестве указателей для термоэлектрических термометров применяются магнитоэлектрические гальванометры, работающие как вольтметры.

Основные соотношения. Выше было указано, что термоэлектродвижущая сила в цепи является разностью двух функций, зависящих от температур спаев (формула 1.44). Это можно представить в виде

$$e=\varphi_1(T_1)-\varphi_2(T_2), \qquad (9.42)$$

где φ_1 и φ_2 — термоэлектродвижущие силы спаев.

Как видно из приведенных на фиг. 9.8 характеристик термопар, термоэлектродвижущая сила составляет величину порядка нескольких милливольт на 100° С. Для измерения таких небольших величин термоэлектродвижущей силы нужен чувствительный милливольтметр (гальванометр).

Обычно измерение термоэлектродвижущей силы производится магнитоэлектрическим гальванометром (фиг. 9.10). Момент подвижной системы гальванометра, как было указано выше,

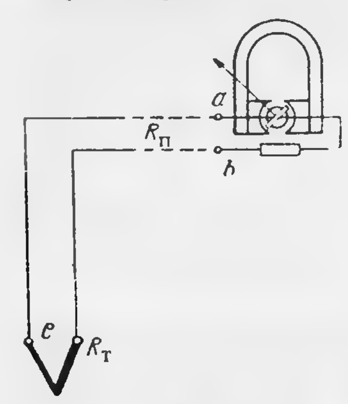
$$M_г = k'Bi, \tag{9.43}$$

где B — индукция в зазоре;
i — сила тока в рамке;

$$k' = \frac{wld}{981 \cdot 10};$$

w — число витков катушки;
l — активная длина проводников;
d — ширина катушки.

Ток i в катушке гальванометра определяется величиной термоэлектродвижущей силы и сопротивлением цепи (см. фиг. 9.10).



Фиг. 9.10. Схема термоэлектрического термометра.

Если $R_г$ — сопротивление гальванометра;
$R_п$ — сопротивление соединительных проводов;
$R_т$ — сопротивление термопары, то

$$i = \frac{e}{R_т + R_п + R_г}, \tag{9.44}$$

где e — термоэлектродвижущая сила, определяемая из выражения (9.42).

Так как гальванометр в цепи термоэлектрического термометра является по существу милливольтметром, то его внутреннее сопротивление должно быть велико по сравнению с сопротивлением термопары и соединительных проводов. В самом деле, разность потенциала на зажимах гальванометра (точки a и b на фиг. 9.10)

$$V_a - V_b = e\frac{R_г}{R_т + R_п + R_г}. \tag{9.45}$$

Отсюда следует, что для уменьшения падения напряжения на сопротивлениях $R_т + R_п$ должно выполняться условие

$$R_т + R_п \ll R_г.$$

Если противодействующий момент гальванометра $M = c\alpha$,
где c — коэффициент упругости пружины;
α — угол поворота,

то

$$\alpha = \frac{k'BE}{c(R_т + R_п + R_г)}. \tag{9.46}$$

Следовательно, шкала прибора будет равномерна только в том случае, когда термоэлектродвижущая сила пропорциональна разности температур. Если это условие выполняется, то

$$\alpha = \frac{k'k''B(T_1 - T_2)}{c(R_т + R_п + R_г)}, \tag{9.47}$$

где

$$k'' = \frac{k}{e}\ln\frac{N_A}{N_B}.$$

Из выражений (9.46) и (9.47) следует, что в приборе могут возникнуть погрешности, вызванные непостоянством параметров B, T_2, $R_т$, $R_п$, $R_г$ и c.

Ниже будет приведен подробный анализ этих погрешностей и методы компенсации их.

Особенности устройства термоэлектрических термометров. Прежде чем перейти к описанию конструкций термоэлектрических термометров следует сформулировать ряд предъявляемых к ним общих требований. Эти требования сводятся к следующему:

1) достаточные термостойкость и механическая прочность чувствительного элемента термометра;
2) обеспечение надежной изоляции термоэлектродов друг от друга;
3) возможность измерения температуры заторможенного потока в газотурбинных двигателях;
4) измерение прибором среднемассовой температуры газов, так как температурное поле в газотурбинных двигателях неравномерно и нерегулярно;
5) обеспечение по возможности защиты термопары от непосредственного механического воздействия потока газов и высоких температур;
6) обеспечение в приборах компенсации методических (влияние температуры холодного спая) и инструментальных температурных погрешностей.

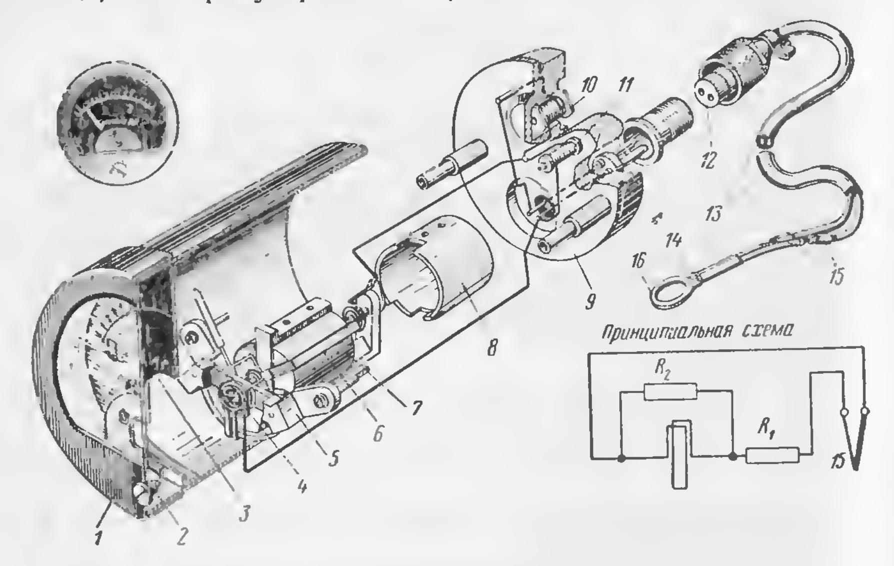
Рассмотрим особенности устройства и конструкцию некоторых авиационных термоэлектрических термометров. Наибольшее распространение получили термометры типов ТЦТ-9, ТЦД-46, 2ТЦТ-47; ТЦТ-48; 2ТЦТ-1, ТЦТ-1, применяемые для измерения температуры головок цилиндров двигателей воздушного охлаждения, и термометры типов ТВГ-46, ТГЗ-47, ТВГ-11, ТСТ-1 *, применяемые для измерения температуры газов в газотурбинных двигателях.

Термоэлектрический термометр ТЦТ-9 (фиг. 9.11), служащий для измерения температуры головок цилиндров, состоит из термо-

* Термометр типа ТСТ-1 применяется для измерения температуры газов в турбостартерах.

пары, магнитоэлектрического гальванометра (милливольтметра) и соединительных проводов.

Хромель-копелевая термопара *14* (горячий спай) впаяна в медное кольцо *16*. Холодный спай термопары при помощи соединительных проводов *13* отнесен к зажимам гальванометра (собственно зажимы гальванометра являются холодным спаем). Медное кольцо, к которому припаяны провода термопары, крепится под



Фиг. 9. 11. Термоэлектрический термометр ТЦТ-9.

1—корпус, *2*—механический корректор, *3*—шкала, *4*—биметаллический компенсатор, *5*—опорная консоль, *6*—рамка, *7*—внутрирамочный магнит, *8*—железное кольцо, *9*—основание, *10*—сопротивление R_1 термокомпенсации из манганина, *11*—сопротивление R_2 термокомпенсации медное, *12*—штепсельный разъем, *13*—соединительные провода, *14*—термопара (горячий спай), *15*—соединения термопары с соединительными проводами, *16*—медное кольцо.

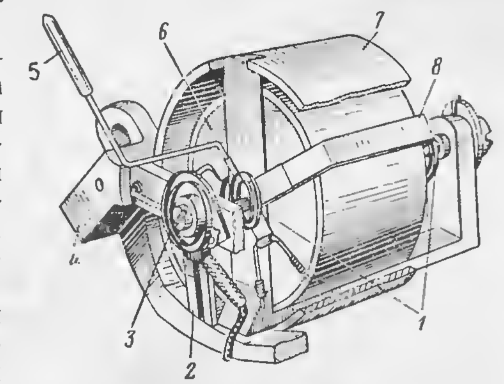
свечой цилиндра. Так как кольцо служит приемником теплоты, то его размеры должны быть возможно меньше (для уменьшения теплоемкости), а материал кольца — с возможно бóльшим коэффициентом теплопроводности. Этим требованиям удовлетворяет красная медь.

Диаметр термоэлектродов 1,5 *мм*, а длина хромелевого (плюсового) 85 *мм* и копелевого 130 *мм*.

Для соединительных проводов подбирают такие материалы, чтобы образованная ими термопара имела характеристики, подобные характеристикам измерительной термопары. Для термопар из неблагородных металлов соединительные провода изготовляются из тех же материалов, что и основная термопара. В термопаре термометра ТЦТ-9 соединительные провода выполнены из хромеля и копеля.

Сопротивление термопары вместе с соединительными проводами при любой их длине равно 7,15 *ом* (при нормальной температуре), что достигается применением специальной подгоночной катушки (подгоночного сопротивления).

Указателем термометра ТЦТ-9 служит виброустойчивый магнитоэлектрический гальванометр с внутрирамочным магнитом (фиг. 9. 12). Градуировка прибора производится в предположении нулевой температуры холодного спая.



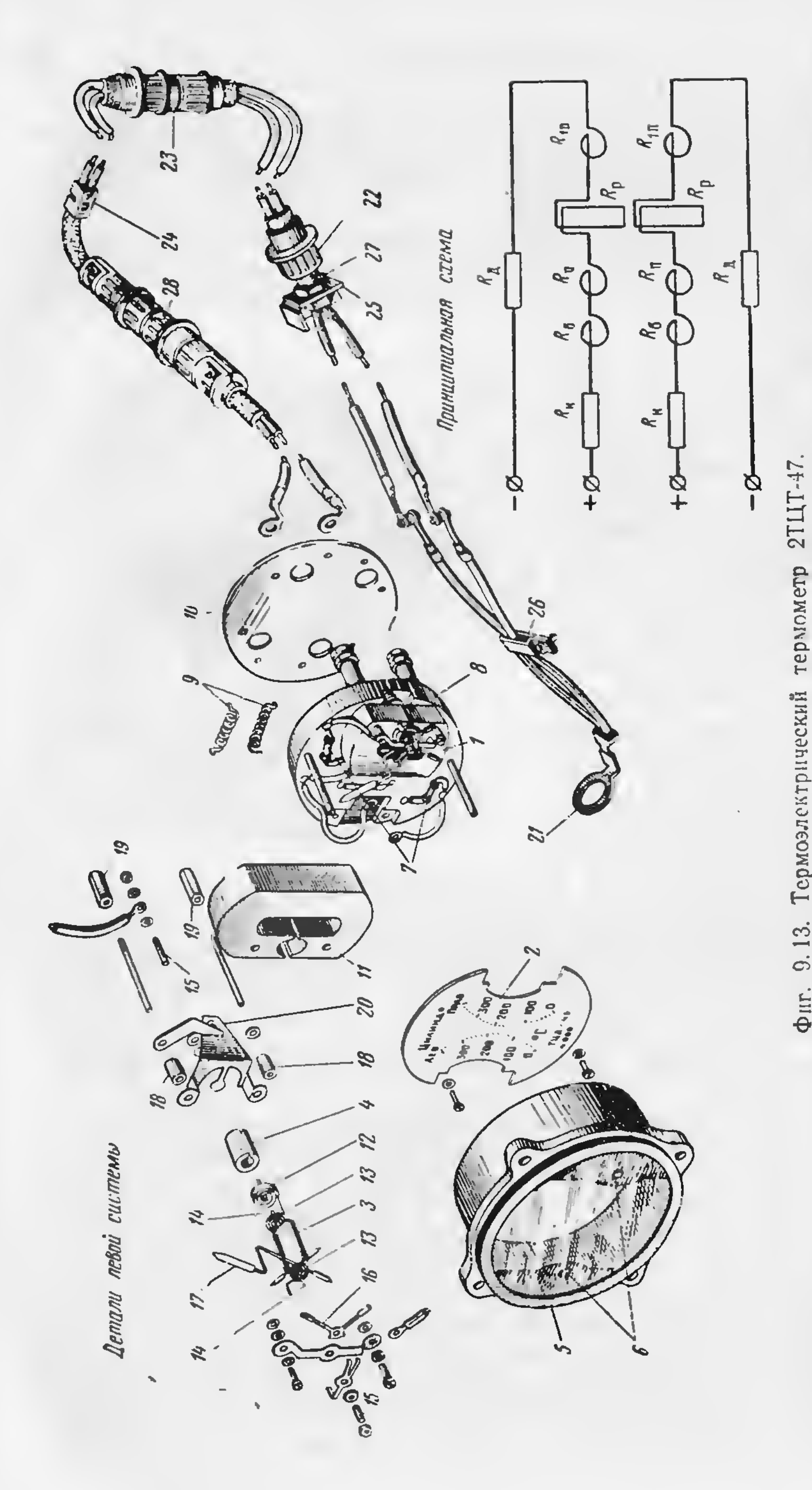
Фиг. 9. 12. Магнитная система указателя термометра ТЦТ-9.

1—пружины, *2*—механический корректор, *3*—биметаллический термокомпенсатор, *4*—опорная консоль, *5*—стрелка, *6*—магнит, *7*—наружное кольцо, *8*—подвижная рамка.

Если в процессе эксплуатации прибора температура холодного спая отличается от градуировочной, то возникает погрешность, которая устраняется специальным механическим корректором *2* и биметаллическим компенсатором *3*. При выключенном приборе стрелка указателя при помощи механического корректора устанавливается на деление шкалы, соответствующее температуре холодного спая (точнее температуре окружающей среды). Дальнейшие колебания температуры холодного спая в процессе полета самолета компенсируются биметаллическим компенсатором автоматически. При этом биметаллическая спираль воздействует на противодействующую пружину, вызывая ее деформацию в таком направлении, чтобы при изменении температуры холодного спая показания прибора не искажались. Таким образом, компенсация методической погрешности термометра (изменения температуры холодного спая) производится автоматически.

Магнитная система указателя (фиг. 9. 12) состоит из внутрирамочного постоянного магнита *6*, выполненного из высококоэрцитивного сплава, наружного кольца *7* из мягкого железа, служащего одновременно и магнитным экраном, и воздушного кольцевого зазора, образованного магнитом и наружным кольцом (см. фиг. 9. 11). В воздушном зазоре (см. фиг. 9. 12) вращается подвижная рамка *8*. Противодействующий момент прибора создается спиральными пружинами *1*, служащими также для подвода тока к рамке.

Для компенсации инструментальных температурных погрешностей прибора, возникающих в основном вследствие изменения сопротивления рамки, применяется компенсационная схема с последовательно параллельными сопротивлениями R_1 и R_2 (см.



Фиг. 9.13. Термоэлектрический термометр 2ТЦТ-47.

1—правая система, *2*—шкала, *3*—рамка, *4* сердечник, *5*—корпус, *6* корректор, *7*—сопротивление $R_к$, *8*—дно, *9*—добавочное сопротивление $R_д$, *10*—экран, *11*—магнит, *12*—биметаллическая пружина, *13*—пружина (токопровод), *14*—керны, *15*—подпятник, *16*—ограничитель, *17*—стрелка, *18*—букса, *19* гайка, *20* угольник, *21* кольцо из красной меди, *22* штепсель, *23*, *28*—штепсельные разъемы, *24*—провод компенсационный, *25* кронштейн, *26*—скоба, *27*—гайка, $R_р$—сопротивление рамки, $R_п$—сопротивление пружин—токопроводов, $R_{1п}$—сопротивление пружин—токопроводов, $R_б$—сопротивление биметаллических пружин.

фиг. 9.11), причем также R_1— манганиновое сопротивление, а R_2— медное сопротивление.

Шкала прибора равномерна и имеет деления от 0 до 300° С через 20°. Погрешность прибора в рабочей части шкалы при нормальной температуре не превышает ±8° С.

Термоэлектрический термометр 2ТЦТ-47 (дальнейшее развитие термометров типа ТЦД-46), предназначенный для измерения температуры головок цилиндров двух авиационных двигателей, состоит из двух термопар, соединительных проводов и магнитоэлектрического указателя с двумя измерительными системами (фиг. 9.13).

Здесь, как и в приборе ТЦТ-9, применена хромель-копелевая термопара, рабочий конец которой представляет собой кольцо *21* из красной меди.

В качестве указателя термометра 2ТЦТ-47 применяется магнитоэлектрический прибор с подковообразным постоянным магнитом *11*, изготовленным из сплава магнико. Подвижная система состоит из рамки *3*, выполненной из эмалированной медной проволоки диаметром 0,1 *мм*, кернов *14*, противодействующих пружин *13* и стрелки *17*. Система устанавливается в воздушном зазоре между полюсами магнита *11* и сердечника *4*. В качестве опор применены корундовые подпятники. Автоматическая компенсация методической погрешности прибора осуществляется биметаллической пружиной *12*.

Компенсация температурных погрешностей, возникающих от изменения сопротивления рамки указателя и сопротивления магнитопровода, производится посредством силитового сопротивления $R_к$, имеющего отрицательный температурный коэффициент. В приборе имеется также добавочное сопротивление $R_д$, служащее для согласования параметров измерителя с термопарой.

Шкала термометра равномерна и имеет деления от 0 до 350° С через 10°. Погрешность прибора ±8° С. Угол шкалы 100°.

В варианте для одного двигателя прибор выпускается под маркой ТЦТ-48.

Рассмотрим особенности конструкции термоэлектрических термометров для измерения температуры газов в газотурбинных двигателях. Наибольшее распространение получили термометры типов ТГЗ-47 и ТВГ-11.

Термометр ТГЗ-47 для измерения температуры газов заторможенного потока состоит из магнитоэлектрического указателя и четырех последовательно соединенных термопар. Прибор измеряет среднюю температуру газов в реактивном сопле.

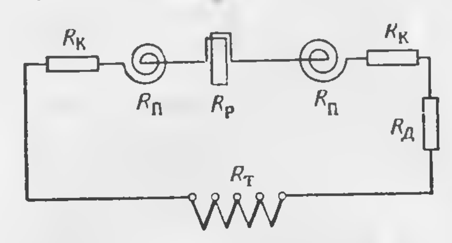
Схема прибора приведена на фиг. 9.14.

Термопара выполнена из сплава никель-кобальт (НК) и сплава специального алюмеля (СА). Так как термопары этого типа развивают термоэлектродвижущую силу начиная от 300° С, то прибор не требует компенсации температуры холодного спая. Конструкция

датчика прибора показана на фиг. 9. 15. Корпус датчика *4* изготовлен из стали 30, а защитная трубка *3* — из жаропрочной стали 2Х18Н9. Внутри трубки *3* вставлены термопара *1* из электродов, изолированных друг от друга керамической трубкой *2*.

Газовый поток, входя через вырез *7* в трубке *3* в пространство, окружающее горячий спай, почти полностью тормозится, вследствие чего обеспечивается измерение температуры заторможенного потока. Через вырез *8* газ выходит наружу. Датчик закрепляется на двигателе гайкой.

Магнитная система указателя (фиг. 9. 16) состоит из подковообразного магнита *16* из сплава магнико и сердечника. Рамка *19* вращается в зазоре между сердечником и полюсными наконечниками. К рамке прикреплены керны *17* из кобальт-вольфрамовой стали, которые опираются на корундовые подпятники *2*. Противодействующий момент создается пружинами *18*, служащими также для подвода тока к рамке. Для лучшей амортизации подвижной системы плата *7* расположена на резиновых амортизаторах *10*.



Фиг. 9.14. Схема термометра газов ТГЗ-47: $R_р$, $R_г$, $R_п$, $R_к$ и $R_д$ — сопротивления: рамки, термопар, токопроводов, компенсационное и добавочное.

Компенсация температурных инструментальных погрешностей осуществляется силитовым сопротивлением *8*. Экранирование прибора осуществляется экранами *12* и *20*.

Диапазон измерений прибора в пределах 400—900° С. Цена деления 20° С. Погрешность прибора при нормальных условиях ±12° С.

Термоэлектрический термометр выходящих газов ТВГ-11 предназначен для измерения температуры газов в газотурбинных двигателях. В комплект прибора входят четыре последовательно соединенных термопары и магнитоэлектрический измеритель. Принципиальная схема прибора такая же, как и термометра типа ТГЗ-47.

В качестве датчика термометра ТВГ-11 применяется термопара типа Т-1, практически не отличающаяся от термопары термометра ТГЗ-47.

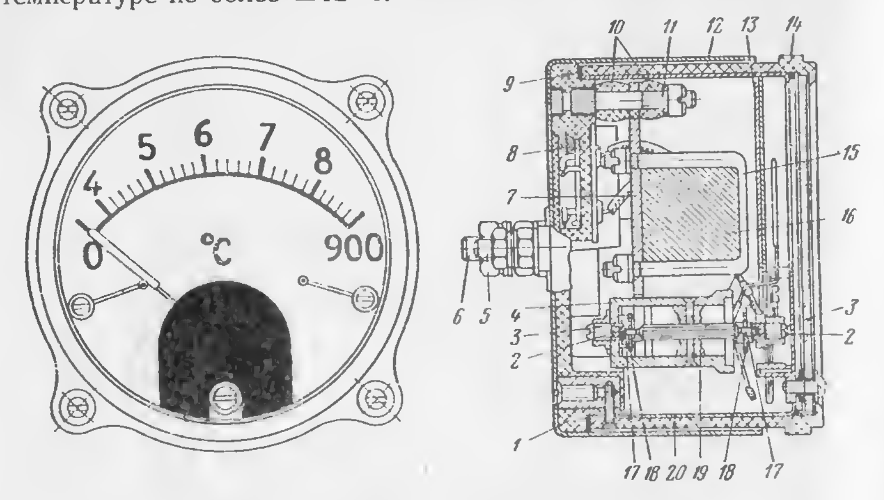
В качестве указателя (фиг. 9. 17) применяется магнитоэлектрический прибор ТВГ-1. Магнитная система его состоит из постоянного магнита *4*, магнитопровода *8* и сердечника *11*.

Подвижная система образована рамкой *2*, укрепленной на оси *10*, противодействующими пружинами *9* и стрелкой *15*. Кобальт-вольфрамовые керны, впресованные в ось *10*, опираются на корундовые подпятники. Угол шкалы составляет 240°. Компенсация температур-

Фиг. 9.15. Конструкция датчика термометра ТГЗ-47.
1 — термопара, *2* — керамическая трубка, *3* — защитная трубка, *4* — корпус, *5* — гайка, *6* — гибкий шланг, *7* — вырез (d=3 *мм*), *8* — вырез (d=0,8 *мм*), *9*, *10* — зажимы.

ных инструментальных погрешностей достигается силитовым сопротивлением.

Шкала прибора неравномерна и имеет деления в диапазоне 300—900° С. Цена деления 10°. Погрешности прибора при нормальной температуре не более ±12° С.



Фиг. 9. 16. Указатель термометра ТГЗ-47.

1—основание, *2*—подпятник, *3*—винты, *4*—консоль, *5*, *6*—выводы, *7*—плата, *8*—силитовое сопротивление (нейтрализатор), *9*—резиновое кольцо, *10*—амортизаторы, *11*—винты, *12*—наружный экран, *13*—шкальник, *14*—корпус, *15*—скоба, *16*—магнит, *17*—керны, *18*—противодействующие пружины, *19*—рамка, *20*—внутренний экран.

Погрешности термоэлектрических термометров и методы их компенсации. Термоэлектрические термометры имеют следующие погрешности:

1) температурные инструментальные (изменение параметров гальванометра и электрической цепи с изменением температуры);

2) температурные методические (изменение температуры холодного спая);

3) погрешности от паразитных термоэлектрических сил;

4) погрешности от изменения свойств термопары;

5) погрешности от влияния посторонних магнитных и электрических полей и др.

Для исследования температурных погрешностей термоэлектрического термометра обратимся к формуле (9.47). Полагая, пока в этой формуле $T_2=0$, получим

$$\alpha=\frac{c'BT_1}{c(R_т+R_п+R_г)}, \qquad (9.47')$$

где

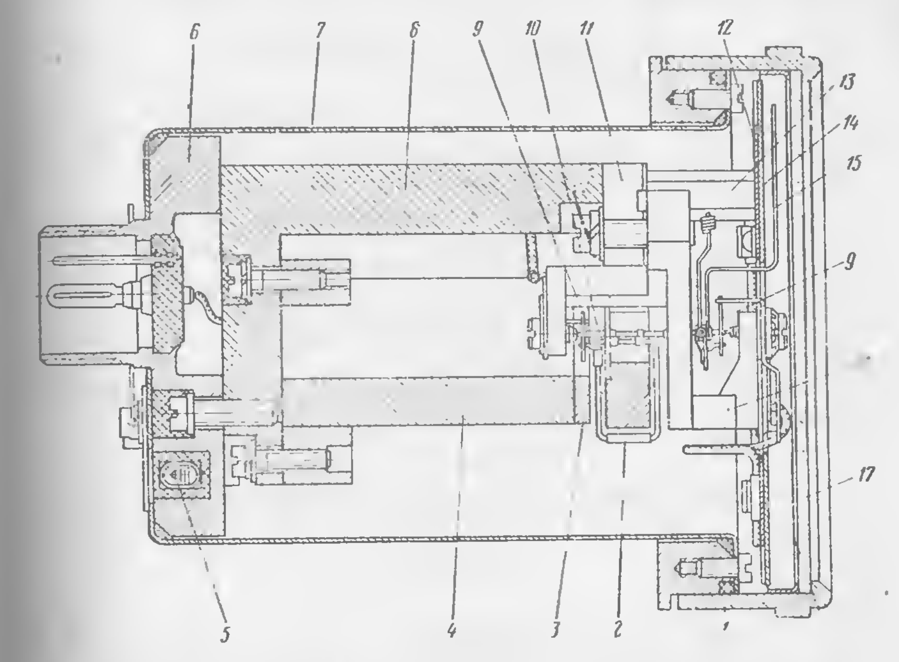
$$c'=k'k''.$$

Погрешности прибора возникают вследствие изменения параметров B, $R_п$, $R_т$, $R_г$ и c с изменением температуры окружающей

среды. Полагая, что противодействующий момент создается спиральной пружиной, получим

$$c=\frac{Ebh^3}{12L}, \qquad (*)$$

где E — модуль упругости материала пружины;
b, L и h — ширина, длина и толщина пружины соответственно.



Фиг. 9. 17. Конструкция указателя термометра ТВГ-11.

1—крышка, *2*—рамка, *3*—пластинка, *4*—магнит, *5*—добавочное сопротивление, *6*—основание, *7*—корпус, *8*—магнитопровод, *9*—противодействующие пружины, *10*—ось, *11*—сердечник, *12*—подшкальник, *13*—обойма, *14*—шкала, *15*—стрелка, *16*—консоль, *17*—стекло.

Обозначим сумму сопротивлений проводов $R_п$ и гальванометра $R_г$ через $R_{вн}$, т. е. $R_{вн}=R_п+R_г$. Это сопротивление может изменяться от $R_{вн\,max}$ до $R_{вн\,min}$. Величины B, e, b, h, L и $R_г$ будут изменяться при изменении температуры ϑ окружающей среды. Предположим, что

$$\left.\begin{aligned}
B&=B_0[1-\gamma(\vartheta-\vartheta_0)];\\
E&=E_0[1-\delta(\vartheta-\vartheta_0)];\\
b&=b_0[1+\beta(\vartheta-\vartheta_0)];\\
h&=h_0[1+\beta(\vartheta-\vartheta_0)];\\
L&=L_0[1+\beta(\vartheta-\vartheta_0)];\\
R_г&=R_{г0}[1+\alpha_1(\vartheta-\vartheta_0)],
\end{aligned}\right\} \qquad (9.48)$$

где α_1, β, γ, δ — соответствующие температурные коэффициенты.

При изменении температуры ϑ от $\vartheta_{\min}$ до $\vartheta_{\max}$ величины B, E...,$R_г$ также будут изменяться. Показания гальванометра при одной и той же температуре T_1 могут быть различными. Если подставить равенства (*) и (9.48) и формулу (9.47), то получим

$$\alpha=\frac{12c'B_0L_0[1-\gamma(\vartheta-\vartheta_0)][1+\beta(\vartheta-\vartheta_0)]T_1}{E_0h_0^3l_0[1-\delta(\vartheta-\vartheta_0)][1+\beta(\vartheta-\vartheta_0)][1+\beta(\vartheta-\vartheta_0)]^3\{R_{г0}[1+\alpha_1(\vartheta-\vartheta_0)]+R_{вн}\}}\approx$$

$$\approx\frac{12L_0c'B_0T_1}{E_0b_0h_0^3(R_{г0}+R_{вн})}[1+\sigma(\vartheta-\vartheta_0)], \qquad (9.49)$$

где $\sigma=\delta-\gamma-3\beta-\alpha_1$ — температурный коэффициент прибора. Отсюда при изменении температуры окружающей среды от $\vartheta_{\max}$ до $\vartheta_{\min}$ показания соответственно будут

$$\alpha_{\min}=\frac{12c'B_0L_0[1+\sigma(\vartheta_{\max}-\vartheta_0)]T_1}{E_0b_0h_0^3(R_{вн\,\max}+R_{г0})};$$

$$\alpha_{\max}=\frac{12c'B_0L_0[1+\sigma(\vartheta_{\min}-\vartheta_0)]T_1}{E_0b_0h_0^3(R_{вн\,\min}+R_{г0})}.$$

Определим относительную погрешность прибора как разность показаний $\alpha_{\max}$ и $\alpha_{\min}$, отнесенную к $\alpha_{\max}$. Получим

$$\frac{\alpha_{\max}-\alpha_{\min}}{\alpha_{\max}}=\frac{\dfrac{1+\sigma(\vartheta_{\min}-\vartheta_0)}{R_{вн\,\min}+R_{г0}}-\dfrac{1+\sigma(\vartheta_{\min}-\vartheta_0)}{R_{вн\,\max}+R_{г0}}}{\dfrac{1+\sigma(\vartheta_{\max}-\vartheta_0)}{R_{вн\,\min}+R_{г0}}}$$

или

$$\frac{\alpha_{\max}-\alpha_{\min}}{\alpha_{\max}}\approx\frac{R_{вн\,\max}-R_{вн\,\min}}{R_{г0}}-\sigma(\vartheta_{\max}-\vartheta_{\min}). \qquad (9.50)$$

Из этого выражения следует, что для уменьшения относительной температурной погрешности необходимо увеличивать сопротивление гальванометра $R_{г0}$ и уменьшать температурный коэффициент прибора σ. Но увеличение сопротивления $R_{г0}$ ведет к уменьшению коэффициента добротности, поэтому не может быть рекомендовано. Вместо увеличения $R_{г0}$ следует уменьшать $R_{вн\,\max}-R_{вн\,\min}$, что вполне допустимо для термопар из неблагородных металлов, где стоимость не играет существенной роли и термопары могут быть выполнены достаточно большого сечения.

Вторая часть погрешности из выражения (9.50), как легко видеть, будет равна нулю при условии

$$\sigma=\delta-\gamma-3\beta-\alpha_1=0.$$

Для удовлетворения условию $\sigma=0$ можно пользоваться разными методами. Можно, например, добиться равенства $\alpha_1=0$ путем включения последовательно с рамкой гальванометра некоторого

нейтрализующего сопротивления (нейтрализатора), имеющего отрицательный температурный коэффициент. В самом деле, если сопротивление нейтрализатора

$$R_н=R_{н0}[1-\alpha_2(\vartheta-\vartheta_0)],$$

то общее сопротивление цепи гальванометра (без $R_т$ и $R_п$) будет

$$R_{г0}[1+\alpha_1(\vartheta-\vartheta_0)]+R_{н0}[1-\alpha_2(\vartheta-\vartheta_0)]=$$

$$=R_{г0}+R_{н0}+(\alpha_1R_{г0}-\alpha_2R_{н0})(\vartheta-\vartheta_0).$$

Если подобрать сопротивление так, чтобы

$$R_{н0}=\frac{\alpha_1}{\alpha_2}R_{г0},$$

то изменение сопротивления рамки гальванометра будет полностью компенсировано.

При помощи нейтрализатора можно также добиться равенства $\sigma=0$. Предположим, что последовательно с рамкой включен нейтрализатор с сопротивлением $R_н$. Температурный коэффициент сопротивления можно сделать положительным или отрицательным, так как

$$R_н+R_г=(R_{н0}+R_{г0})\left[1+\frac{\alpha_1R_{г0}-\alpha_2R_{н0}}{R_{н0}+R_{г0}}(\vartheta-\vartheta_0)\right].$$

Подставляя в выражение для σ вместо α_1 величину

$$\frac{\alpha_1R_{г0}-\alpha_2R_{н0}}{R_{н0}+R_{г0}},$$

получим

$$\sigma=\delta-\gamma-3\beta-\frac{\alpha_1R_{г0}-\alpha_2R_{н0}}{R_{н0}+R_{г0}}$$

и, приравнивая нулю, найдем

$$R_{н0}=R_{г0}\frac{\alpha_1+\gamma-\delta+3\beta}{\alpha_2+\delta-\gamma-3\beta}. \qquad (9.51)$$

Таким образом, подбором величины сопротивления нейтрализатора можно получить полную температурную компенсацию прибора.

Другой метод температурной компенсации (удовлетворение условию $\sigma=0$) состоит в применении магнитного шунта.

Для компенсации температурных погрешностей можно также применить схему с последовательно-параллельными сопротивлениями, однако эта схема приводит к недопустимому снижению чувствительности прибора, поэтому не может быть рекомендована.

Можно применять комбинированные методы температурной компенсации, добиваясь равенства $\sigma=0$ путем изменения δ, γ и α_1 каждого в отдельности.

Если выбрать параметры прибора таким образом, чтобы общий температурный коэффициент σ был положительным, то можно удовлетворить условию

$$\frac{R_{\text{вн max}}-R_{\text{вн min}}}{R_{\text{г0}}}=\sigma(\vartheta_{max}-\vartheta_{min}). \qquad (9.52)$$

В этом случае погрешность будет минимальной на всем диапазоне внешних температур.

До сих пор, рассматривая погрешности, мы принимали температуру холодного спая постоянной и равной градуировочной температуре прибора. В действительности же эта температура будет изменяться в широких пределах, что приведет к появлению погрешностей.

Для компенсации изменения температуры холодного спая чаще всего применяются механические корректирующие устройства, на которых мы и остановимся.

Идея этих устройств состоит в том, что положение стрелки прибора около нуля изменяется на величину, соответствующую температуре холодного спая.

Чаще всего в приборах применяется автоматическая перестановка стрелки при помощи биметаллической пластинки или спирали. Биметаллическая спираль припаивается одним концом к механическому регулятору нуля, а вторым — к противодействующей пружине. При изменении температуры холодного спая спираль будет деформироваться и воздействовать на противодействующую пружину, корректируя таким образом показания термометра. Перед полетом стрелку прибора при помощи механического корректора нуля необходимо установить на деление, соответствующее температуре холодного спая. Дальнейшая корректировка будет производиться автоматически.

Для устранения паразитных термоэлектродвижущих сил соединительные провода следует выбирать из того же материала, из которого выполнена термопара (в случае термопар из неблагородных металлов), или из материала, имеющего характеристики, близкие к характеристикам термопар.

Расчет термоэлектрических термометров. При расчете термоэлектрического термометра следует задаваться: диапазоном измерения, допустимыми погрешностями, градуировочной характеристикой термопары, длиной и диаметром термоэлектродов и соединительных проводов.

Выбор термопары обусловлен диапазоном измеряемых температур, а также возможностью получения равномерной шкалы, стоимостью материала, массовым применением прибора и др. При конструктивном оформлении термопары следует руководствоваться соображениями, изложенными в разд. 2.

В качестве указателя следует выбирать гальванометр.

Перейдем к расчету прибора.

1. Для расчета схемы прибора воспользуемся соотношением (9.50). Если обеспечить равенство $\sigma=0$, то сопротивление гальванометра

$$R_{\text{г0}}=\frac{R_{\text{вн max}}-R_{\text{вн min}}}{\lambda}\ [ом],$$

где $\lambda=(\alpha_{max}-\alpha_{min})/\alpha_{max}$ — допустимая относительная погрешность.

Сопротивление соединительных проводов

$$R_{\text{п}}=\rho\frac{L}{S}[1+\alpha(\vartheta-\vartheta_0)] \quad [ом],$$

где ρ — удельное сопротивление проводов при 20° С ($\rho_{\text{медь}}=0{,}0175$ *ом мм²/м*; $\rho_{\text{хромель}}=0{,}7$ *ом мм²/м*; $\rho_{\text{копель}}=0{,}49$ *ом мм²/м*);

α — температурный коэффициент сопротивления при 20° С ($\alpha_{\text{медь}}=0{,}004$ 1/°С; $\alpha_{\text{хромель}}=0{,}005$ 1/°С; $\alpha_{\text{копель}}=0{,}0001$ 1/°С);

L — длина соединительных проводов в *м*;

S — площадь поперечного сечения провода в *мм²*.

Возьмем термопару из сплавов никелькобальтового (НК) и спецалюмелевого (СА).

В этом случае сопротивление термоэлектрода

$$R=\rho\frac{L_1}{S}[1+\alpha(\vartheta_{\text{г}}-\vartheta_0)] \qquad [ом],$$

где L_1 — длина погруженной части термопары;

$\vartheta_{\text{г}}$ — температура горячего слоя;

ρ — удельное сопротивление никелькобальтового сплава при температуре 0—900° С, равное 0,319—0,921 *ом мм²/м*, и спецалюмелевого сплава при температуре 0—100° С, равное 0,33—0,35 *ом мм²/м*;

α — температурный коэффициент никелькобальтового сплава при температуре 0—900° С, равный $1{,}05\cdot10^{-3}$—$3{,}7\cdot10^{-4}$ 1/° С, и спецалюмелевого сплава при температуре 0—900° С, равный $1{,}0\cdot10^{-3}$ 1/° С.

В данном случае под R подразумевается сопротивление как из никелькобальтового (НК), так и из спецалюмелевого (СА) сплава.

Аналогично определяются сопротивления термоэлектродов $R'_{\text{НК}}$ и $R'_{\text{СА}}$ от приемника термопары до соединительных проводов.

Сопротивление термопары

$$R_{\text{т}}=R_{\text{НК}}+R_{\text{СА}}+R'_{\text{НК}}+R'_{\text{СА}}\ [ом].$$

Сопротивление внешней цепи прибора

$$R_{\text{вн max}} = R_{\text{п max}} + R_{\text{т}} \; [ом] \qquad \text{при } \vartheta = 50^\circ \text{C}$$

и

$$R_{\text{вн min}} = R_{\text{п min}} + R_{\text{т}} \; [ом] \qquad \text{при } \vartheta = -60^\circ \text{C}.$$

Сопротивление гальванометра

$$R_{\text{г0}} = \frac{R_{\text{вн max}} - R_{\text{вн min}}}{\lambda} \; [ом],$$

при этом должно выполняться условие $R_{\text{г0}} > R_{\text{т}} + R_{\text{п}}$.

Приведенный температурный коэффициент гальванометра можно найти из соотношения

$$\alpha_1 = \alpha_{\text{р}} \frac{R_{\text{р}}}{R_{\text{г}}},$$

где $\alpha_{\text{р}}$ — температурный коэффициент сопротивления рамки;

$R_{\text{р}}$ — величина сопротивления рамки. Обычно $R_{\text{р}}$ значительно меньше $R_{\text{г}}$, что достигается включением последовательно с рамкой постоянного сопротивления (из константана).

Мощность, рассеиваемая в рамке, будет

$$P_{\text{р}} = \frac{\alpha_1}{\alpha_{\text{р}}} \frac{u^2}{R_{\text{г}}}.$$

В авиационных термометрах эта мощность составляет 4—8 *мквт*.

Сопротивление нейтрализатора выбирается из условия (9.51) полной температурной компенсации схемы прибора. При этом температурный коэффициент упругости пружины следует брать: из фосфористой бронзы $\delta = 4 \cdot 10^{-4}$ 1/°C, из бериллиевой бронзы $\delta = 3 \cdot 10^{-4}$ 1/°C. Температурный коэффициент постоянного магнита $\gamma = 10^{-4}$ 1/°C. Температурный коэффициент линейного расширения пружины: из фосфористой бронзы $\beta = 0{,}175 \cdot 10^{-4}$ 1/°C, из бериллиевой бронзы $\beta = 0{,}185 \cdot 10^{-4}$ 1/°C. Температурный коэффициент нейтрализатора (окись кремния и железа) $\alpha_2 = 3{,}4 \cdot 10^{-3}$ 1/°C.

2. Проведем приближенный выбор параметров магнитной системы гальванометра.

После выбора типа подвижной системы гальванометра переходим к выбору магнитной системы. Задаваясь коэффициентом запаса [см. (3.32″)]

$$k = \frac{L_m}{L_g} \frac{S_g}{S_m}$$

и зная параметры L_m, L_g, S_m, можно определить S_g. Учитывая, что $S_g = rl\alpha$; $\alpha \geqslant \alpha_{max} + \frac{b}{r}$; α_{max} — угол шкалы прибора; b, l и r — ширина, длина и радиус рамки, а также, пользуясь опытным соотношением $l/r = 1{,}3$—$1{,}5$, можно определить размеры l и r рамки.

Общий воздушный зазор L_g редко превышает 3—4 *мм*.

3. Определим параметры подвижной системы гальванометра.

Длина одного витка равна

$$l_{\text{в}} = 2\,(2r + l_{\text{р}}) \; [мм].$$

где $l_{\text{р}}$ — длина активной стороны рамки в *мм*;

$2r$ — длина неактивной стороны рамки в *мм*.

Число витков w рамки определяется по формуле (3.30).

Длина провода рамки

$$L = l_{\text{в}} w \; [м].$$

Сечение провода рамки

$$S = \rho \frac{L}{R_{\text{р}}} \; [мм^2].$$

Поперечное сечение стороны рамки

$$q = \frac{nS}{k_m} \; [мм^2],$$

где k_m — коэффициент заполнения, равный 0,7—0,8.

Величина q ограничивается размером воздушного зазора L_g, который, как было указано, не превышает 3—4 *мм*.

Активный вес рамки (вес обмотки без изоляции, каркаса и др.) Q_1 можно найти по формуле (3.26), а вес подвижной системы, как показано в гл. III, будет

$$Q = 3Q_1.$$

Вращающий момент прибора определяется по формуле

$$M_{\text{вр}} = \frac{2rlwBi}{9810} \; [Гсм],$$

где i — сила тока в *а*;

B — магнитная индукция в зазоре в *гс*.

Противодействующий момент пружины при отклонении на полный угол

$$M_{\text{п}} = c\alpha_{max},$$

где c — коэффициент упругости пружины.

Так как

$$M_{\text{вр}} = M_{\text{п}},$$

то

$$c = \frac{M_{\text{вр}}}{\alpha_{max}}.$$

Для определения размеров пружины можно воспользоваться формулой (*) настоящей главы. Толщина пружины будет

$$h=\sqrt{\frac{6M_{\text{вр}}}{b\sigma_{max}}}\ [\text{см}],$$

где b — ширина пружины в *см*;

σ_{max} — допустимое максимальное напряжение материала пружины (для фосфористой бронзы $\sigma_{max}=6\cdot10^5$ *Г/см²*).

Длина пружины

$$L_{\text{п}}=\frac{Ebh^3\psi_{\text{п}}}{12M_{\text{вр}}}\ [\text{см}].$$

Модуль упругости для фосфористой бронзы $E=1{,}2\cdot10^9$ *Г/см²*.

Число витков w пружины

$$n=\frac{L_{\text{п}}}{\pi\,(r_{\text{б}}+r_{\text{м}})},$$

где $r_{\text{б}}$ — наибольший радиус спирали;

$r_{\text{м}}$ — наименьший радиус спирали.

Коэффициент добротности $k_{\text{д}}$ прибора определяется по формуле (3. 25).

Для оценки успокоения прибора следует воспользоваться формулой (3. 18), которую с учетом разномерностей можно представить в виде

$$R_{\text{кр}}=9{,}81\cdot10^{-5}\frac{m^2}{2\sqrt{cJ}}\ [\text{ом}],$$

где $m=\frac{2rlwB}{9810}$ (r и l в *см*; B — в *гс*);

c — коэффициент упругости пружины в *Г/см*;

J — момент инерции подвижной системы в *Гсм сек²*.

Критическое сопротивление $R_{\text{кр}}$, получаемое по приведенной формуле, должно быть несколько больше сопротивления $R_{\text{г}}+R_{\text{вн}}$.

6. Электрические термометры сопротивления

Общие замечания. Электрические термометры сопротивления основаны на свойстве проводников или полупроводников изменять свое электрическое сопротивление при изменении температуры.

Известно, что металлы при повышении температуры увеличивают свое электрическое сопротивление. Так, например, при нагреве от 0 до 100° С большинство металлов увеличивает сопротивление на 40%. Окислы и сернистые соединения металлов, а также большинство растворов, наоборот, понижают свое сопротивление с повышением температуры, причем в этом случае температурный коэффициент сопротивления в несколько раз больше, чем для ме-

таллов. Пользуясь однозначной зависимостью сопротивления от температуры, можно измерение температуры свести к измерению сопротивления.

Выбор материала для сопротивления как теплочувствительного элемента обусловливается удобством его изготовления, надежностью в эксплуатации, достаточной чувствительностью, однозначной зависимостью сопротивления от температуры и отсутствием воздействия среды на чувствительный элемент. Всем этим требованиям удовлетворяют большинство металлов и отчасти окислы некоторых металлов.

Для металлов обычно принимают, что сопротивление является линейной функцией температуры, т. е.

$$R=R_0[1+\alpha(\vartheta-\vartheta_0)],\quad (9.53)$$

где R и R_0 — сопротивления, соответствующие температурам ϑ и ϑ_0;

α — температурный коэффициент сопротивления.

Хотя температурный коэффициент принято считать постоянным, но в действительности это справедливо только для небольшого диапазона температур. В дальнейшем будем брать значение α, соответствующее температуре 20° С. На фиг. 9. 18 приведен график функции $R/R_0=f(\vartheta)$ для железа, никеля, меди и платины.

Фиг. 9. 18. График функции $R/R_0=f(\vartheta)$.

Материалы, применяемые для изготовления термометров сопротивления, должны иметь большой температурный коэффициент α, который для большинства металлов составляет 0,004 1/° С, а для железа и никеля — 0,00635 1/° С. Некоторые полупроводниковые материалы (карбид силиция, окись урана и др.) имеют отрицательный температурный коэффициент порядка 0,04 1/° С.

Чем больше удельное сопротивление материала, тем меньшей длиной при выбранном сечении должна обладать проволока для получения заданного сопротивления прибора. Следовательно, для термометров сопротивления целесообразнее выбирать материалы с большим удельным сопротивлением.

Материалы должны иметь постоянные и воспроизводимые химические и физические свойства.

Основными металлами для изготовления термометров сопротивления являются медь, железо, никель и платина, а из полупроводников — силит.

Медь можно применять только до температур 150° С, так как при более высоких температурах медь окисляется. Зависимость сопротивления меди от температуры с достаточной степенью точности может быть принята линейной. Железо и никель имеют больший температурный коэффициент и большее удельное сопротивление и с этой точки зрения обладают преимуществом перед медью. Недостатком сопротивлений из железной проволоки является быстрое окисление и неоднородность материала. Сопротивления из никелевой проволоки находят применение в термометрах сопротивления. Термометры с сопротивлением из платины применяются при точных измерениях температур до 1000° С.

Большое значение при конструировании термометров имеет теплообмен между испытуемой средой и чувствительным элементом. Чем интенсивнее теплообмен, тем большей силы ток можно пропустить через теплочувствительный элемент, что, как будет видно из дальнейшего, позволяет увеличить чувствительность прибора. По этой причине термометры сопротивления иногда делают не из проволоки, а из лент, как имеющих большую поверхность при малом поперечном сечении и, следовательно, осуществляющих лучший теплообмен.

Как было указано, в термометрах сопротивления измерение температуры можно свести к измерению электрического сопротивления. При этом можно применять нулевые методы (метод уравновешенного мостика) измерения сопротивления и методы отклонения (метод неуравновешенного мостика). В авиационных бортовых приборах, являющихся прямопоказывающими, очень широкое применение нашли методы отклонения. Обычно теплочувствительное сопротивление включается в одно из плеч мостика Витстона. Три других плеча выполняются из материала с малым температурным коэффициентом (манганин, константан). В одну из диагоналей мостика включается измерительный прибор (гальванометр, логометр), а во вторую — источник питания. Следовательно, для работы прибора нужен источник электроэнергии.

Анализ основных схем термометров сопротивления. Одним из наиболее точных методов измерения сопротивления является метод мостика Витстона, который и находит распространение преимущественно в термометрах сопротивления. В качестве указателей (измерительных приборов) термометров применяются гальванометры и логометры, причем последние имеют преимущество в отношении независимости показаний от изменения напряжения.

Рассмотрим некоторые мостиковые схемы термометров. При точных измерениях температуры следует применять уравновешенные мостики Витстона. На фиг. 9.19 показана схема такого мостика.

Здесь R_ϑ — сопротивление чувствительного элемента;
R_1, R_2 и R_3 — сопротивления плеч;
$r = r_3 + r_4$ — балансировочное сопротивление.

Для суждения о равновесии мостика служит гальванометр $Г$.

Равновесие мостика, достигаемое перемещением движка по сопротивлению r, будет иметь место при условии, что

$$\frac{R_\vartheta + r_4}{R_3 + r_3} = \frac{R_2}{R_1}. \tag{9.54}$$

Величину балансировочного сопротивления r следует выбирать такой, чтобы при изменении сопротивления R_ϑ от $R_{\vartheta\,\min}$ до $R_{\vartheta\,\max}$ получить равновесие мостика. Легко видеть, что

$$\frac{R_{\vartheta\,\min} + r}{R_3} = \frac{R_2}{R_1} \quad \text{и} \quad \frac{R_{\vartheta\,\max}}{R_3 + r} = \frac{R_2}{R_1}, \tag{9.55}$$

откуда

$$r = \frac{R_3 + R_{\vartheta\,\min}}{2} + \sqrt{\frac{1}{4}(R_3 - R_{\vartheta\,\max})^2 + R_3 R_{\vartheta\,\max}}. \tag{9.56}$$

Так как каждому сопротивлению термометра соответствует вполне определенное положение движка на сопротивлении r, то шкалу, связанную с этим сопротивлением, можно отградуировать в омах или градусах.

Преимуществом уравновешенных мостиков при измерении температуры является независимость их показаний от изменения напряжения, температуры окружающей среды (при условии, что сопротивления R_1, R_2, R_3 и r выполнены из константана или манганина) и сопротивления соединительных проводов.

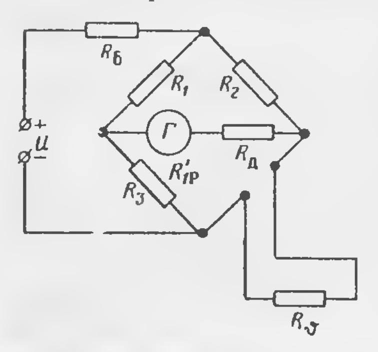
Фиг. 9.19. Схема уравновешенного мостика Витстона.

Если при этом обеспечено автоматическое уравновешивание мостика и автоматический отсчет, то приборы такого типа обеспечивают бо́льшую точность показаний по сравнению с приборами, работающими по принципу отклонения. Для автоматического уравновешивания мостика применяются специальные следящие системы, состоящие из устройства, воспринимающего сигнал разбаланса мостика, усилителя и исполнительного механизма, воздействующего на элементы мостика для его уравновешивания. Термометры с автоматически уравновешиваемыми мостиками применяются главным образом для записи переменных температур. Такие приборы называются *автоматическими потенциометрами.*

В бортовых авиационных приборах используются в основном неуравновешенные мостики.

Если мостик не приводится к уравновешенному положению, то при изменении сопротивления R_ϑ (т. е. при изменении температуры ϑ) через гальванометр потечет ток. Отклонение подвижной системы гальванометра будет являться функцией измеряемой температуры.

Рассмотрим соотношения для схемы на фиг. 9.20, в которой в качестве указателя применен гальванометр. Выбор параметров схемы следует производить из условия, чтобы ток в гальванометре был достаточно большой силы (максимальная чувствительность схемы) при минимальном нагреве теплочувствительного элемента и минимальных температурных погрешностях прибора.



Фиг. 9.20. Принципиальная схема термометра сопротивления с гальванометром.

Сила тока, протекающего через гальванометр неуравновешенного мостика, будет

$$i_г = \frac{R_1 R_\vartheta - R_2 R_3}{A} u, \qquad (9.57)$$

где R_1, R_2, R_3 и R_ϑ — сопротивления плеч;

u — напряжение источника питания;

$$A = R_г[(R_1 + R_2 + R_3 + R_\vartheta) R_б + (R_1 + R_3)(R_2 + R_\vartheta)] + (R_3 + R_\vartheta)(R_1 + R_2) R_б + R_1 R_3 (R_2 + R_\vartheta) + R_2 R_\vartheta (R_1 + R_3);$$

$R_г$ — сопротивление гальванометра;

$R_б$ — балластное сопротивление.

Сопротивление $R_г$ обычно складывается из сопротивления рамки (медное) $R_р$ и сопротивления добавочного (константановое) $R_д$. Балластное сопротивление $R_б$ служит для подгонки напряжения источника питания к потребному напряжению и изготовляется из манганина или константана.

Если в формулу (9.57) вместо напряжения источника питания подставить разность потенциалов u_1 на зажимах мостика, то получим

$$i_г = \frac{(R_1 R_\vartheta - R_2 R_3) u_1}{R_г (R_1 + R_2)(R_2 + R_\vartheta) + R_1 R_3 (R_2 + R_\vartheta) + R_2 R_\vartheta (R_1 + R_3)}. \qquad (9.57')$$

Из выражений (9.57) и (9.57′) следует, что ток гальванометра пропорционален напряжению источника питания и при изменении этого напряжения на величину Δu появятся погрешности

$$\frac{\Delta T}{T} = \frac{\Delta u}{u}, \qquad (9.58)$$

где T — абсолютная температура;

ΔT — погрешность в показаниях термометра.

При изменении напряжения, например на 5%, погрешность термометра будет того же порядка. Отсюда следует, что напряжение источника питания должно поддерживаться постоянным. Для уменьшения погрешностей от изменения напряжения параметры схемы подбирают таким образом, чтобы равновесие мостика достигалось не в начале шкалы, а примерно в середине. Так, например, в термометрах ТМЭ-45 равновесие достигается при 70° С.

Выбор равновесного положения мостика не в начале шкалы, а в середине позволяет выполнять шкалу равномерной. В самом деле, если

$$R_\vartheta = R_0 [1 + \alpha (\vartheta - \vartheta_0)],$$

то при условии $R_1 R_\vartheta = R_2 R_3$ выражение (9.57) примет вид

$$i_г = \frac{u R_1 R_0 \alpha (\vartheta - \vartheta_0)}{N + M\alpha (\vartheta - \vartheta_0)}, \qquad (9.59)$$

где

$$N = R_г (R_1 + R_3)(R_2 + R_0) + R_1 R_3 (R_2 + R_0) + R_0 R_2 (R_1 + R_3);$$

$$M = R_г (R_1 + R_3) R_0 + R_0 R_1 R_3 + R_0 R_2 (R_1 + R_3).$$

Для равномерности шкалы необходимо, чтобы $N \gg M$.

Но, как видно, безразмерный коэффициент при M, т. е. величина $\alpha(\vartheta - \vartheta_0)$, будет в два раза меньше при равновесии мостика в середине шкалы, чем при равновесии мостика в начале шкалы.

Условие $N \gg M$ можно записать в виде $\mu \ll 1$, где $\mu = M/N$.

Подставляя значения M и N, получим

$$\mu = \frac{1}{1 + a\dfrac{R_2}{R_0}},$$

где

$$a = \frac{R_1 R_3 + R_г (R_1 + R_3)}{R_1 R_2 + (R_1 + R_2)(R_г + R_2)}.$$

Таким образом, из условия $\mu \ll 1$ следует, что $R_2 \gg R_0$. С другой стороны, сопротивление R_0 не должно быть слишком малым, так как понижается чувствительность термометра. При конструировании термометров выбирают $R_0 = 50—100$ *ом*.

Для увеличения чувствительности схемы термометра необходимо увеличивать силу тока в гальванометре, но сила тока в теплочувствительном элементе должна быть при этом достаточно малой, чтобы уменьшить погрешности прибора от собственного нагрева. Легко видеть, что ток в теплочувствительном элементе будет

$$i_{\max} \geqslant \frac{u}{R_2 + R_\vartheta}. \qquad (9.60)$$

Отсюда также следует, что при условии $R_2 \gg R_0$, большая часть мощности будет выделяться на сопротивлении R_2, а не на R_0.

Рассмотрим влияние параметров схемы на чувствительность прибора. Положим, что

$$\frac{R_1}{R_2}=\frac{R_3}{R_0}=k_1, \tag{9.61}$$

и подберем k_1 из условия наибольшей силы тока в гальванометре. Подставляя выражение (9.61) в формулу (9.57′), найдем

$$i_г=\frac{uR_0R_2\alpha(\vartheta-\vartheta_0)}{R_г(R_0+R_2)^2+R_0R_2(R_0+R_2)(1+k_1)+[R_0(R_0+R_2)(R_г+R_2)+R_0^2R_2k_1]\,\alpha(\vartheta-\vartheta_0)}.$$

Из этого выражения видно, что увеличивать значение k_1 более единицы не имеет смысла. Обычно принимают $k_1=0{,}5—1{,}0$. В авиационных термометрах $k_1=1{,}0$.

Если положить

$$\frac{R_1}{R_3}=\frac{R_2}{R_0}=k_2 \tag{9.62}$$

и воспользоваться соотношением (9.60), которое для момента равновесия мостика принимает вид

$$i_{\max}=\frac{u}{(k_2+1)R_0},$$

то

$$i_г=\frac{R_0\alpha(\vartheta-\vartheta_0)\,i_{\max}}{R_г\left(1+\frac{R_\vartheta}{R_0}\frac{1}{k_2}\right)+R_2\left(\frac{k_2}{1+k_2}+\frac{1}{1+k_2}\cdot\frac{R_\vartheta}{R_0}\right)+R_\vartheta}.$$

Если $k_2\gg1$, то ток в гальванометре будет

$$i_г\approx\frac{R_0\alpha(\vartheta-\vartheta_0)}{R_г+R_\vartheta+R_2}\,i_{\max}.$$

В авиационных термометрах с гальванометром в качестве указателя принимают $k_2\approx20$.

Величина сопротивления гальванометра $R_г$ играет немаловажную роль в свойствах термометра. Обычно гальванометр оценивается фактором добротности, пропорциональным корню квадратному из мощности, рассеиваемой в рамке. Так как мощность в рамке

$$P=i_г^2R_г,$$

то фактор добротности будет

$$k_д=i_г^2\sqrt{R_г}=\frac{u\sqrt{R_г}R_0R_2\alpha(\vartheta-\vartheta_0)}{R_г(R_1+R_3)(R_2+R_0)+R_1R_3(R_0+R_2)+R_0R_2(R_1+R_3)}.$$

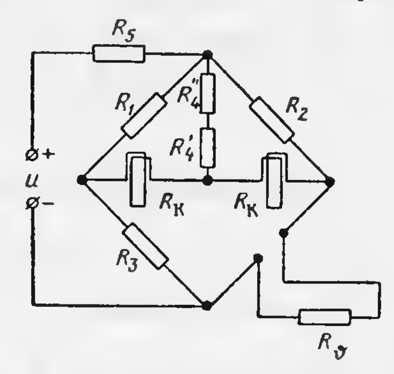
Максимум этого выражения по $R_г$ будет иметь место при условии

$$R_г=\frac{R_1R_3}{R_1+R_3}+\frac{R_0R_2}{R_0+R_2} \tag{9.63}$$

или, пользуясь формулой (9.62) и условием $k_2\gg1$, получим

$$R_г=\frac{k_2}{1+k_2}(R_0+R_3)\approx R_0+R_3. \tag{9.63′}$$

Однако удовлетворить условию (9.63) возможно не всегда. Если, например, взять рамку с большим числом витков, то демпфирование прибора и вес подвижной системы сильно возрастают. Включение же добавочного сопротивления $R_д$ последовательно с сопротивлением рамки $R_р$ преследует цель, помимо уменьшения температурного коэффициента прибора, удовлетворить также условию (9.63).



Фиг. 9.21. Принципиальная схема термометра сопротивления с логометром.

Зависимость показаний термометров сопротивления с гальванометром в качестве указателя от изменения напряжения является одним из главных недостатков приборов этого типа. Для устранения этого недостатка в качестве указателя применяют не гальванометр, а логометр, измеряющий отношение токов, протекающих по катушкам. На фиг. 9.21 приведена одна из схем термометра (по которой работают термометры ТМЭ-45 и др.) с логометром в качестве указателя.

Легко показать, что отношение токов $i_{к1}/i_{к2}$ в рамках логометра, характеризующее отклонение подвижной системы, будет иметь вид

$$\frac{i_{к1}}{i_{к2}}=\frac{R_1[R_2(R_к+R_\vartheta)+R_\vartheta(R_к+R_4)-R_2R_3R_4}{R_1R_2(R_к+R_3)+R_2R_3(R_к+R_4)-R_1R_\vartheta R_4}, \tag{9.64}$$

где $R_к$ — сопротивление (медное) катушек логометра;
R_1, R_2, R_3, R_ϑ — сопротивления плеч мостика;
$R_4=R_4'+R_4''$; R_4' — компенсационное сопротивление (медное);
R_4'' — подгоночное сопротивление (манганиновое).

Полагая, как обычно, $R_1=R_2=R$, получим

$$\frac{i_{к1}}{i_{к2}}=\frac{RR_к-R_3R_4+R_\vartheta(R_к+R_4+R)}{RR_к-R_\vartheta R_4+R_3(R_к+R_4+R)}. \tag{9.64′}$$

Выбор сопротивлений мостика производится в этом случае из тех же соображений, что и выше. Однако параметры плеч мостика

можно выбрать исходя из других условий, а именно, чтобы в теплочувствительном элементе выделялось возможно меньшее количество теплоты. Если не ограничить силу тока, протекающего через теплочувствительный элемент, то появятся погрешности из-за собственного нагрева прибора. Ограничиваясь случаем равновесия мостика, получим количество теплоты Q, выделяемое в теплочувствительном элементе, в виде

$$Q=0{,}24 i_0^2 R_0, \qquad (9.65)$$

где i_0 — сила тока в теплочувствительном элементе;

R_0 — сопротивление элемента при равновесии.

Как видно из схемы фиг. 9.21 (предполагается, что $R_6=0$)

$$i_0=\frac{u}{R_0+\dfrac{R_2(R_к+2R_4)}{R_к+R_2+2R_4}}.$$

Наибольшее количество теплоты выделяется при

$$R_0=\frac{R_2(R_к+2R_4)}{R_к+R_2+2R_4}.$$

Если взять, например,

$$4R_0=\frac{R_2(R_к+2R_4)}{R_к+R_2+2R_4},$$

то количество теплоты, выделяемое в теплочувствительном элементе, уменьшается в 25 раз. Вообще, чем больше отношение R_2/R_0, тем меньшее количество теплоты выделяется в приборе.

Выбор сопротивления R_4' производится из условия температурной компенсации. Легко видеть, что получить полную температурную компенсацию (т. е. компенсацию для всего рабочего диапазона внешних температур) не представляется возможным. Покажем это. Введем обозначения

$$R_к=R_{к0}[1+\alpha(\theta-\theta_0)];$$
$$R_4'=R_{40}'[1+\alpha(\theta-\theta_0)];$$
$$R_{40}=R_п+R_{40}',$$

где α—температурный коэффициент сопротивления меди.

Тогда выражение (9.64′) можно переписать в виде

$$\frac{i_{к1}}{i_{к2}}=\frac{A_1+B_1\alpha(\theta-\theta_0)}{A_2+B_2\alpha(\theta-\theta_0)},$$

где

$$A_1=R_{к0}(R+R_\vartheta)+R_{40}(R_\vartheta-R_3)+RR_\vartheta;$$
$$A_2=R_{к0}(R+R_3)+R_{40}(R_3-R_\vartheta)+RR_3;$$

$$B_1=R_{к0}(R+R_\vartheta)+R_{40}'(R_\vartheta-R_3);$$
$$B_2=R_{к0}(R+R_3)+R_{40}'(R_3-R_\vartheta)\ *.$$

Условие температурной компенсации будет

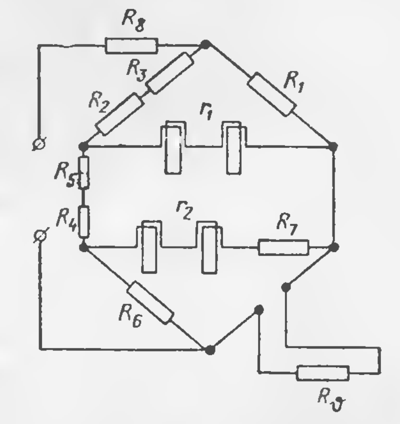
$$\frac{A_1}{A_2}=\frac{B_1}{B_2}. \qquad (9.66)$$

Выполнив преобразование этого выражения, получим

$$R_{40}'=\frac{R_{к0}[R^2+R_п(2R+R_\vartheta+R_3)]}{R(R_3+R_\vartheta)}. \qquad (9.66')$$

Отсюда при заданных $R_{к0}$, R, $R_п$, R_3 и R_ϑ можно определить компенсационное сопротивление R_{40}'. Так как сопротивление R_ϑ переменно, то полную компенсацию температурной погрешности можно получить только при его определенном значении.

Особенности устройства термометров сопротивления. Электрические термометры сопротивления представлены следующими типами: ТМЭ-45 и ТУЭ (2ТУЭ-46, 2ТУЭ-48, ТУЭ-48, ТУЭ-2), в которых в качестве указателя применяются логометрические приборы.



Фиг. 9.22. Принципиальная схема термометра сопротивления ТУЭ-48.

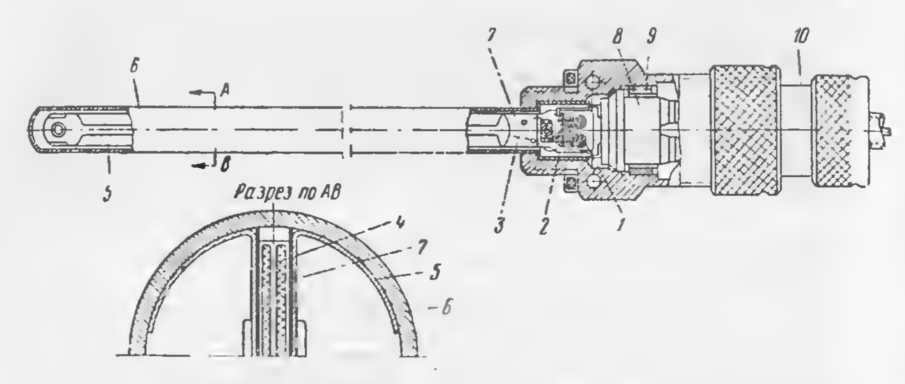
Унифицированный электрический термометр сопротивления ТУЭ-48 предназначен для измерения температуры масла, воды, воздуха в карбюраторе, наружного воздуха и др.

Электрическая схема прибора приведена на фиг. 9.22, а величины сопротивлений указаны в табл. 9.3. Сопротивление теплочувствительного элемента выполнено из никелевой проволоки $d=0{,}05$ *мм*. Зависимость сопротивления теплочувствительного элемента от температуры показана в табл. 9.4.

Датчик термометра ТУЭ-48 (фиг. 9.23) состоит из теплочувствительного элемента, корпуса (чехла) и штепсельного соединения.

Теплочувствительный элемент состоит из никелевой неизолированной проволоки *3* ($d=0{,}05$ *мм*), намотанной на пластины *4* из слюды. Изоляция никелевой обмотки с наружной стороны осуществляется тонкими слюдяными прокладками *7*, поверх которых помещены теплопроводящие пластины *5* из серебра, соприкасающиеся

* В этих выражениях индекс ϑ соответствует измеряемой температуре; температура окружающей среды обозначена через θ.



Фиг. 9.23. Конструкция датчика термометра сопротивления ТУЭ-48.

1—спираль, 2—стойка, 3—никелевая проволока, 4—пластина, 5—теплопроводящая пластина, 6—корпус, 7—прокладка, 8—колодка, 9—гайка, 10—штепсельный разъем.

Таблица 9.3

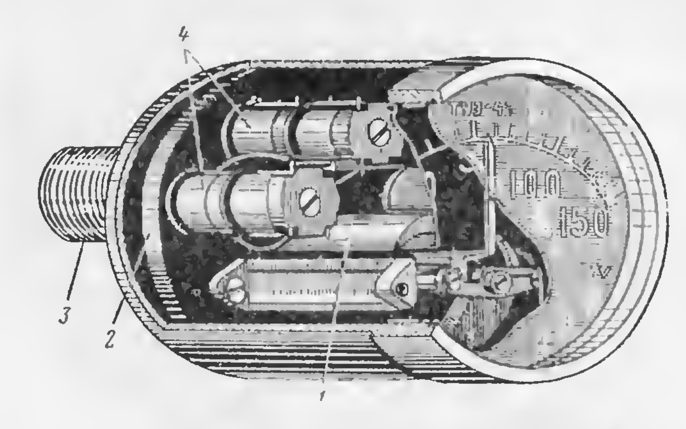
Сопротивление	Величина сопротивления в *ом*	Материал сопротивления	Сопротивление	Величина сопротивления в *ом*	Материал сопротивления
R_1	700	Манганин	R_6	82	Манганин
R_2	665	„	R_7	60	Медь
R_3	80	Медь	R_8	100	Манганин
R_4	25	„	r_1	280±10	Медь
R_5	13	Манганин	r_2	220±10	„

Таблица 9.4

Температура °C	Сопротивление *ом*	Температура °C	Сопротивление *ом*
—70	68,2	40	104,70
—60	70,90	50	108,65
—50	73,70	60	112,62
—40	76,70	70	116,80
—30	79,80	80	121,06
—20	83,00	90	125,40
—10	86,40	100	129,80
0	90,10	110	134,25
10	93,60	120	143,40
20	97,20	130	148,20
30	100,90	150	153,10

с корпусом датчика *6*. Такая конструкция теплочувствительного элемента обеспечивает хороший теплообмен, способствующий уменьшению погрешностей прибора. Корпус датчика изготовлен из нержавеющей стали. В термометре ТУЭ-48 (фиг. 9.24) указателем является логометр (фиг. 9.25) с подвижным магнитом и неподвижными рамками.

Подвижная система логометра состоит из плоского железоникельалюминиевого магнита, укрепленного на оси *9*, и стрелки *5* с ба-



Фиг. 9.24. Конструкция указателя термометра сопротивления ТУЭ-48.

1—логометр, 2—корпус, 3—штепсельный разъем, 4—катушки сопротивления.

лансировочными грузами. На концах оси *9* запрессованы керны *11* из кобальтвольфрамовой стали, опирающиеся на подпятники *6* из корунда.

Подвижный магнит окружен демпфером *1* из красной меди. При колебаниях подвижной системы в демпфере возникают вихревые токи, способствующие успокоению системы.

На демпфер надеты две пары катушек: внутренняя *3* и наружная *10*, расположенные под углом 120°.

Для возвращения стрелки в нулевое положение при выключенном токе служит неподвижный магнит *4*.

Логометр защищен от влияния внешних магнитных полей экраном *8* из пермаллоя, являющимся также магнитопроводом для потоков катушек.

Сопротивления R_3, R_4 и R_7 (см. фиг. 9.22) выполнены из меди и служат для температурной компенсации прибора.

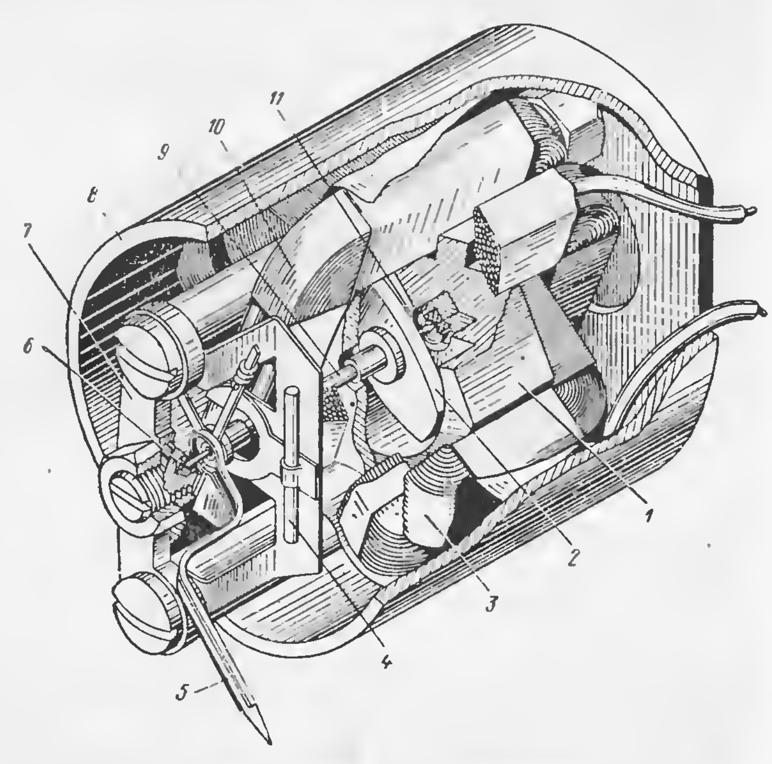
Термометр типа ТУЭ-48 имеет следующие характеристики:

1) диапазон измерения от —70 до +150° С; цена деления 10° С;

2) погрешность измерения при нормальной температуре не превышает 1,5%;

3) измерители и датчики из разных комплектов взаимозаменяемы;

4) термометр работает от источника питания постоянного тока с напряжением 27±2,7 *в*.



Фиг. 9.25. Логометр термометра сопротивления ТУЭ-48.

1—демпфер, *2*—магнит подвижной системы, *3*—катушка внутренняя, *4*—магнит для возвращения стрелки, *5*—стрелка, *6*—подпятник, *7*—основание, *8*—магнитный экран, *9*—ось подвижной системы, *10*—катушка, *11*—керн.

Погрешности термометров сопротивления и методы их компенсации. Термометрам сопротивления присущи следующие основные погрешности:

1) температурная методическая погрешность из-за нагрева током теплочувствительного элемента;

2) температурные инструментальные погрешности вследствие различного нагрева элементов прибора при изменении температуры окружающей среды;

3) погрешности, вызываемые изменением напряжения источника питания;

4) погрешности от влияния внешних электрических и магнитных полей;

5) погрешности трения, шкаловые и др.

Температурная погрешность от нагрева током теплочувствительного элемента всегда имеет место в термометре сопротивления.

Выше было указано, что соответствующим подбором параметров схемы прибора эту погрешность можно довести до допустимой величины. Вместе с тем для снижения этой погрешности имеет значение теплообмен между теплочувствительным элементом и испытуемой средой: чем интенсивнее этот теплообмен, тем меньше погрешность.

Для исследования погрешностей термометра с гальванометром в качестве указателя составим градуировочную формулу. Момент, создаваемый гальванометром,

$$M_г = k'Bi_г.$$

Противодействующий момент пружины

$$M_п = c\alpha,$$

где

$$c = \frac{Ebh^3}{12L};$$

α — угол отклонения подвижной системы.

Из условия $M_г = M_п$ получим

$$\alpha = \frac{k'Bi_г}{c}$$

или пользуясь формулой (9.57′), найдем

$$\alpha = \frac{12Lk'Bu\,(R_I R_\vartheta - R_2 R_3)}{Ebh^3\,[R_г\,(R_I + R_3)(R_2 + R_\vartheta) + R_I R_3\,(R_2 + R_\vartheta) + R_2 R_\vartheta\,(R_I + R_3)]}. \quad (9.67)$$

Полагая, как обычно,

$$L = L_0\,[1 + \beta\,(\theta - \theta_0)];$$

$$B = B_0\,[1 - \gamma\,(\theta - \theta_0)];$$

$$E = E_0\,[1 - \delta\,(\theta - \theta_0)];$$

$$R_г = R_{г0}\,[1 + \alpha_I\,(\theta - \theta_0)]$$

и подставляя эти выражения в формулу (9.67), получим

$$\alpha = Au\,[1+\sigma(\theta-\theta_0)], \tag{9.68}$$

где

$$A = \frac{12L_0 k' B_0 (R_1 R_\theta - R_2 R_3)}{E_0 b_0 h_0^3 [R_{г0}(R_1+R_3)(R_2+R_\theta)+R']};$$

$$R' = R_1 R_3 (R_2 + R_\theta) + R_2 R_\theta (R_1 + R_3);$$

$$\sigma = \delta - \gamma - 3\beta - \alpha_1';$$

$$\alpha_1' = \alpha_1 \frac{R_{г0}}{R_3 + R_\theta}.$$

Температура окружающей среды может изменяться от θ_{min} до θ_{max}.

Напряжение питания может изменяться от u_{min} до u_{max}. Таким образом, при одной и той же измеряемой температуре показания прибора могут колебаться от

$$\alpha_{max} = Au_{max}[1+\sigma(\theta_{max}-\theta_0)]$$

до

$$\alpha_{min} = Au_{min}[1+\sigma(\theta_{min}-\theta_0)].$$

Определим относительную погрешность

$$\frac{\alpha_{max}-\alpha_{min}}{\alpha_{max}} = \frac{u_{max}-u_{min}+\sigma(u_{max}\theta_{max}-u_{min}\theta_{min})}{u_{max}[1+\sigma(\theta_{max}-\theta_0)]}$$

или, пренебрегая в знаменателе членом $\sigma(\theta_{max}-\theta_0)$ по сравнению с единицей, получим

$$\frac{\alpha_{max}-\alpha_{min}}{\alpha_{max}} = \frac{u_{max}-u_{min}}{u_{max}} + \sigma\left(\theta_{max} - \frac{u_{min}}{u_{max}}\theta_{min}\right).$$

Это выражение можно переписать в виде

$$\frac{\alpha_{max}-\alpha_{min}}{\alpha_{max}} = \frac{u_{max}-u_{min}}{u_{max}} + \sigma(\theta_{max}-\theta_{min}) + \sigma\theta_{min}\frac{u_{max}-u_{min}}{u_{max}}. \tag{9.69}$$

Последний член выражения (9.69) имеет величины второго порядка малости, поэтому им можно пренебречь. Если обозначить изменение напряжения питания

$$\Delta u = u_{max} - u_{min}$$

и изменение температуры

$$\Delta\theta = \theta_{max} - \theta_{min},$$

то выражение (9.69) примет вид

$$\frac{\alpha_{max}-\alpha_{min}}{\alpha_{max}} = \frac{\Delta u}{u_{max}} + \sigma\,\Delta\theta. \tag{9.70}$$

Из выражения (9.70) следует, что относительная погрешность прибора состоит из суммы погрешностей: температурной и от изменения напряжения. Для уменьшения этой погрешности прибора следует уменьшить температурный коэффициент σ и колебания напряжения бортовой сети Δu.

Для уменьшения коэффициента σ применяются те же методы, что и в случае термоэлектрического термометра. Изменение напряжения бортовой сети Δu не компенсируется; для компенсации можно было бы применить какой-либо стабилизатор напряжения, например барретер, однако это повысило бы стоимость прибора. Поэтому в настоящее время схемы термометров с гальванометром в качестве указателя применяются редко.

Для термометра с логометром в качестве указателя в первом приближении можно принять, что показание прибора не зависит от напряжения источника питания. В этом случае погрешности в основном возникнут из-за изменения сопротивления рамок логометра при изменении температуры окружающей среды.

Погрешности от изменения магнитной индукции в зазоре будут отсутствовать.

Произведем оценку погрешности термометра с логометром в качестве указателя, воспользовавшись градуировочной формулой

$$\alpha = F\left(\frac{i_{к1}}{i_{к2}}\right). \tag{9.71}$$

Если шкала прибора равномерна, что чаще всего имеет место, то

$$\alpha \equiv \frac{i_{к1}}{i_{к2}}. \tag{9.71'}$$

Подставляя сюда вместо $i_{к1}/i_{к2}$ его значение из формулы (9.64'), получим

$$\alpha = \frac{RR_к - R_3 R_4 + R_\theta(R_к + R_4 + R)}{RR_к - R_\theta R_1 + R_3(R_к + R_4 + R)}. \tag{9.71''}$$

Полагаем, как обычно, что

$$R_к = R_{к0}[1+\alpha_1(\theta-\theta_0)];$$

$$R_4 = R_{40}[1+\alpha_2(\theta-\theta_0)].$$

Кроме того, учитываем изменение температуры окружающей среды от θ_{max} до θ_{min}. Тогда определим относительную погрешность

$$\frac{\alpha_{max}-\alpha_{min}}{\alpha_{max}} = 1 - \frac{RR_{к\,max} - R_\theta R_{4max} + R_3(R_{к\,max} + R_{4max} + R)}{RR_{к\,min} - R_\theta R_{4min} + R_3(R_{к\,min} + R_{4min} + R)} \times$$

$$\times \frac{RR_{к\,min} - R_3 R_{4min} + R_\theta(R_{к\,min} + R_{4min} + R)}{RR_{к\,min} - R_3 R_{4max} + R_\theta(R_{к\,max} + R_{4min} + R)}, \tag{9.72}$$

где

$$R_{к\,max} = R_{к0}[1+\alpha_1(\theta_{max}-\theta_0)] \text{ и т. д.}$$

Если обозначить

$$R_{к\,max} - R_{к\,min} = R_{к0}\alpha_1 (\theta_{max} - \theta_{min}) = R_{к0}\alpha_1 \Delta\theta$$

и

$$R_{4max} - R_{4min} = R_{40} d_2 \Delta\theta$$

и подставить в выражение (9.72), то после элементарных преобразований получим

$$\frac{\alpha_{max} - \alpha_{min}}{\alpha_{max}} = \frac{B_1}{A_1} - \frac{B_2}{A_2} \qquad (9.72')$$

(значения величин A_1, B_1, A_2, B_2 указаны на стр. 292—293).

Относительная погрешность будет равна нулю при условии

$$\frac{B_1}{A_1} = \frac{B_2}{A_2},$$

которое совпадает с условием (9.66). Из этого условия, как было указано выше, определяется сопротивление температурной компенсации R'_{40}.

Расчет термометров сопротивления. При расчете термометров сопротивления следует задаваться диапазоном измерения, допустимыми погрешностями, характеристикой шкалы указателя и схемой прибора.

Для получения градуировочной формулы прибора $\alpha = f(\vartheta)$, где α — угол отклонения подвижной системы прибора; ϑ — измеряемая температура, необходимо найти характеристику схемы прибора $i_1/i_2 = f_1(\vartheta)$ и характеристику магнитной системы $B = f_3(\alpha)$. Перейдем к расчету прибора.

1. Выбор параметров схемы производится исходя из условия максимальной чувствительности и минимальных погрешностей прибора, для чего следует воспользоваться соотношениями для схем с логометром в качестве указателя.

Так как равновесие мостика из условия минимальных погрешностей выбирается примерно в середине шкалы, то

$$R_3 = R_0,$$

где R_0 — сопротивление теплочувствительного элемента при $\vartheta = 20°$ C.

Если задаться, чтобы погрешность от нагрева собственно прибора была минимальной, то

$$R_2 \gg R_0.$$

Обычно $R_\vartheta = 50$—100 *ом*.

Для получения бо́льшей чувствительности прибора следует выбирать

$$\frac{R_1}{R_2} = \frac{R_3}{R_\vartheta} = 0{,}5 - 1,$$

$$\frac{R_1}{R_3} = \frac{R_2}{R_\vartheta} = 3 - 10,$$

$$R_{к1} + R_{к2} = (2-3)\, R_0.$$

2. Сопротивление теплочувствительного элемента подсчитывается по формуле

$$R_\vartheta = R_0 [1 + \alpha (\vartheta - \vartheta_0) + \beta (\vartheta - \vartheta_0)^2] \ [ом],$$

где для меди $\alpha = 4 \cdot 10^{-3}$ 1/°C; $\beta = 0$;
для никеля $\alpha = (4{,}6—6{,}8) \cdot 10^{-3}$ 1/°C; $\beta = -6{,}9 \cdot 10^{-6}$ 1/(°C)^2.

Так как температурный коэффициент α для никеля в значительной степени зависит от чистоты материала, то для получения постоянной градуировочной зависимости последовательно с никелевым сопротивлением включается постоянное сопротивление (манганин, константан). В результате температурный коэффициент датчика уменьшается, но сохраняется определенная зависимость между температурой и сопротивлением.

Сопротивления изготовляются также из полупроводников, например смеси окиси марганца и никеля, меди и марганца, кремния и железа и др. В табл. 9.5 приведены данные, характеризующие зависимость сопротивления смеси окислов меди и марганца от температуры.

Таблица 9.5

Температура °C	16	20	40	60	80	100	110
Сопротивление *ом*	146	127	75,5	47,2	32,1	22,8	19,3

3. Для определения токов в рамках логометра следует пользоваться одним из методов приведения сложных разветвленных схем к простым эквивалентным. После этого можно найти требуемое отношение $i_1/i_2 = f_1(\vartheta)$.

Определение размеров рамок и параметров их проводов производится аналогично изложенному при расчете термоэлектрических термометров.

4. Для определения профиля магнитного поля следует исходить из требуемой зависимости $\alpha = f(\vartheta)$. Обычно шкала должна быть равномерной, т. е. $\alpha = k\vartheta$. Так как функция $i_1/i_2 = f(\vartheta)$ известна, то можно найти $i_1/i_2 = f_2(\alpha)$. Если шкала прибора линейна, то нахождение зависимости $i_1/i_2 = f_2(\alpha)$ не будет затруднительным.

По полученной зависимости $i_1 i_2 = f_2(\alpha)$ можно найти потребный профиль поля логометра $B = f_3(\alpha)$, для чего можно воспользоваться формулой (3.57).

5. Для определения удельного устанавливающего момента $M_у$ логометра нужно пользоваться формулой (3.48). При этом потребные значения индукции B следует определять, как указано в п. 4.

6. Определение интервала отношения токов μ производится по формуле (3.41).

7. Чувствительность S_i логометра определяется по формуле (3.64).

Глава X

ТАХОМЕТРЫ

1. Общие сведения

Приборы, предназначенные для измерения угловой скорости вращения, называются *тахометрами.* Авиационные тахометры применяются для измерения скорости вращения коленчатого вала поршневых авиационных двигателей, скорости вращения турбины газотурбинных двигателей и т. д. По скорости вращения обычно определяют как динамическую напряженность конструкции авиационного двигателя, так и его энергетическую напряженность. Мощность (тяга) двигателя является функцией скорости вращения коленчатого вала двигателя. Так как в настоящее время не имеется специального прибора для измерения собственно мощности (тяги) двигателя, то тахометр вместе с мановакуумметром (на поршневых двигателях) или термометром газов (на газотурбинных двигателях) позволяет судить в полете о мощности двигателя.

Для устройства тахометров может быть использовано любое физическое явление, в котором скорость вращения связана определенной зависимостью с каким-либо динамическим эффектом.

Тахометры можно классифицировать: 1) по принципу действия чувствительного элемента, 2) по виду указательной системы; 3) по дистанционности; 4) по области применения и т. д. Будем придерживаться классификации по принципу действия чувствительного элемента тахометра. Согласно этой классификации тахометры можно разделить на:

1) центробежные,
2) магнитные,
3) электрические постоянного тока,

4) электрические переменного тока,
5) электрические импульсного тока,
6) фрикционные,
7) часовые,
8) вибрационные,
9) гидромеханические,
10) стробоскопические и др.

В табл. 10. 1 приведена классификация методов измерения скорости вращения с указанием типа чувствительного элемента и принципиальной схемы.

Наибольшее распространение в авиации получили тахометры центробежные, магнитные и электрические, которые и будут рассмотрены подробно.

В авиационных тахометрах диапазон измеряемых скоростей вращения довольно широк. Так, для поршневых авиационных двигателей этот диапазон лежит в пределах 400—4000 об/мин, а для газотурбинных — в пределах 1000—20 000 об/мин.

Скорость вращения, являющаяся одним из основных параметров, непосредственно влияющих на мощность авиационного двигателя, должна измеряться с большой точностью. В настоящее время принято считать, что погрешность измерения скорости вращения поршневых авиационных двигателей не должна превышать ±0,5%, так как при этом погрешность в определении мощности двигателя не превысит 1—1,5%. В газотурбинных двигателях, где тяга пропорциональна примерно скорости вращения в пятой-шестой степени, требования к точности измерения скорости вращения повышаются. Так, например, для определения тяги турбореактивного двигателя с точностью до ±2% скорость вращения его должна быть измерена с точностью до ±0,3%. Указанные погрешности (±0,5% для поршневых и ±0,3% для газотурбинных двигателей) являются предельно допустимыми с точки зрения точности определения заданного режима двигателя. Однако в связи с техническими затруднениями, встретившимися при создании приборов с такими погрешностями, требования к точности измерения скоростей вращения были несколько снижены и составляют в настоящее время для поршневых двигателей до ±1%, для газотурбинных двигателей до ±0,5%.

Авиационные тахометры должны быть дистанционными. Этому требованию удовлетворяют электрические тахометры. Магнитные тахометры становятся дистанционными только при применении электрического вала. Центробежные и гидромеханические тахометры, не являющиеся дистанционными по своему принципу действия, но обладающие важным преимуществом — большим перестановочным усилием, применяются главным образом в качестве датчиков в регуляторах скорости вращения.

Таблица 10.1

Классификация методов измерения скорости вращения

Метод измерения	Чувствительный элемент		Принципиальная схема
	Тип	Вид	
Механический	Центробежный	С шаровыми грузами	
	Центробежный	С кольцевым грузом	
	Часовой[1]		
	Фрикционный		
	Вибрационный		

[1] Здесь левая стрелка — скорость вращения, получаемая от часового механизма.

Продолжение

Метод измерения	Чувствительный элемент		Принципиальная схема
	Тип	Вид	
Механический	Поплавковый		
	Гидромеханический	Насосный	
		Вязкостный	
Магнитный			
Электрический		Постоянного тока	

Продолжение

Метод измерения	Чувствительный элемент		Принципиальная схема
	Тип	Вид	
Электрический		Переменного тока	
		Импульсного тока	
Оптический	Стробоскопический		
	Фотоэлектрический		

2. Центробежные тахометры

Общие замечания. В центробежных тахометрах чувствительный элемент реагирует на центробежную силу, развиваемую неуравновешенными массами и связанную определенной зависимостью с измеряемой скоростью вращения. Перемещение неуравновешенных масс передается на указательную систему прибора непосредственно или посредством специальной дистанционной передачи. Каждому положению неуравновешенных масс соответствует определенная скорость вращения. Эталонной силой, с которой сравнивается измеряемая центробежная сила, служит упругая сила пружины.

В центробежных недистанционных тахометрах перемещение неуравновешенных масс передается на стрелку прибора непосредственно через передаточный механизм. Обычно в таких приборах чувствительная часть, передаточный механизм и указательная система монтируются в одном корпусе.

Связь прибора с двигателем осуществляется при помощи гибкого валика.

В центробежных дистанционных тахометрах перемещение неуравновешенных масс трансформируется в какую-либо величину другого рода (чаще всего в электрическую), которая затем при помощи дистанционной передачи передается на указательную систему прибора. Следовательно, центробежный дистанционный тахометр состоит из собственно тахометра и дистанционной передачи. Часто указательная система прибора представляет одно целое с приемником дистанционной передачи.

В качестве дистанционных передач в авиационных тахометрах применяются потенциометрические, мостиковые, автосинные и другие передачи.

Центробежные тахометры имеют простую конструкцию и малые габариты, а показания их мало зависят от температуры. Однако сравнительно малая чувствительность, неравномерность шкалы и невозможность передачи показаний на расстояние без применения дистанционной передачи ограничивают область применения центробежных тахометров. В настоящее время такие тахометры применяются на одноместных самолетах, а также в качестве чувствительных элементов в автоматических регуляторах скорости вращения.

По конструктивному выполнению центробежные тахометры можно разделить на конические (фиг. 10.1) и с кольцевым грузом (фиг. 10.3). Центробежные конические тахометры ввиду более рационального распределения неуравновешенных масс при прочих равных условиях обладают большей чувствительностью и меньшим весом, чем тахометры с кольцевым грузом, хотя конструктивно они сложнее.

Основные соотношения. Для центробежного конического тахометра (см. фиг. 10.1) центробежная сила

$$Q = nm\rho\omega^2, \qquad (10.1)$$

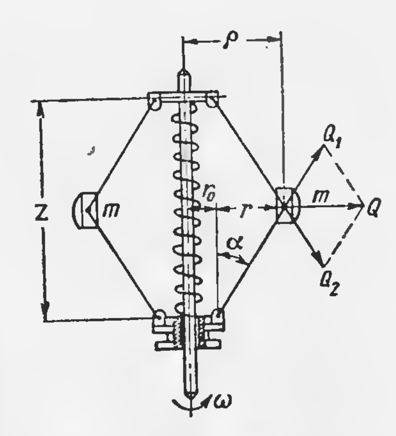
где n — число грузов;
m — масса груза;
ρ — расстояние грузов от оси вращения;
ω — угловая скорость вращения.

Так как $\rho = r_0 + r$, а $r = l\sin\alpha$,
то

$$Q = nm\omega^2(r_0 + l\sin\alpha). \qquad (10.2)$$

Для определения силы F, действующей на муфту тахометра, разложим силу Q на составляющие Q_1 и Q_2 по направлению шарнирных тяг. Так как силы Q_1 и Q_2 образуют ромб, диагональю которого служит сила Q, то

$$Q_1 = Q_2 = \frac{Q}{2\sin\alpha} = \frac{nm\omega^2}{2\sin\alpha}(r_0 + l\sin\alpha). \qquad (10.3)$$



Фиг. 10.1. Схема центробежного конического тахометра.

На муфту тахометра будет действовать сила

$$F = Q_1\cos\alpha = \frac{nm\omega^2}{2}(r_0 + l\sin\alpha)\operatorname{ctg}\alpha. \qquad (10.4)$$

Как легко видеть из фиг. 10.1, между углом α и перемещением z имеет место соотношение

$$\sin\alpha = \sqrt{1 - \left(\frac{z}{2l}\right)^2}; \quad \cos\alpha = \frac{z}{2l}.$$

Подставляя это соотношение в формулу (10.1), найдем, что

$$F = \frac{nm\omega^2 z}{4}\left(1 + \frac{2r_0}{\sqrt{4l^2 - z^2}}\right). \qquad (10.5)$$

При установившейся скорости вращения ω эта сила F будет уравновешиваться упругой силой c пружины, которую примем пропорциональной деформации, т. е.

$$-c(z - z_0),$$

где z_0— начальная координата при разжатой пружине. Тогда

$$-c(z-z_0)=\frac{nm\omega^2}{4}\left(1+\frac{2r_0}{\sqrt{4l^2-z^2}}\right)$$

или

$$\omega^2=\frac{4c}{nm}\frac{z_0-z}{z\left(1+\frac{2r_0}{\sqrt{4l^2-z^2}}\right)}. \qquad (10.6)$$

Отсюда следует, что каждому положению грузов будет соответствовать вполне определенная скорость вращения ω. Так как зависимость $z=f(\omega)$ нелинейна, то шкала прибора без специальных выпрямляющих устройств будет неравномерной. В том случае, когда $r_0=0$ (см. фиг. 10. 1), формула (10. 6) примет вид

$$\omega^2=\frac{4c}{nm}\frac{z_0-z}{z}$$

или

$$\frac{z}{z_0}=\frac{1}{1+\frac{\omega^2}{\omega_{max}^2}}, \qquad (10.7)$$

где

$$\omega_{max}^2=\frac{4c}{nm}.$$



Фиг. 10. 2. Характеристика центробежного конического тахометра.

На фиг. 10. 2 приведена кривая $\omega/\omega_{max}=f\left(\frac{z}{z_0}\right)$, построенная на основании уравнения (10. 7) и называемая *характеристикой конического тахометра*. Из рассмотрения этой характеристики следует, что при $r_0=0$ зависимость между ω и z на значительном участке может быть принята линейной. При значениях r_0, отличных от нуля, характеристика конического тахометра в большей степени отличается от прямой линии.

Вывод соотношений для тахометра с кольцевым грузом (фиг. 10. 3) несколько сложнее. Обозначим средний радиус кольца через r, а его массу через m, полагая, что она сосредоточена по средней окружности.

Центробежная сила Q элемента дуги $rd\beta$ будет

$$dQ=m_1\omega^2r^2\sin\alpha d\beta, \qquad (10.8)$$

где m_1 — масса единицы длины дуги. Составляющая этой силы, создающая момент вокруг оси Q_1—Q_1, как видно из фиг. 10. 3, будет

$$dF=dQ\cos\alpha\cos\beta=m_1r^2\omega^2\sin\alpha\cos\alpha\cos\beta d\beta. \qquad (10.9)$$

Выражение для момента силы dF относительно упомянутой оси (плечо $l=2r\cos\beta$) примет вид

$$dM=m_1r^3\omega^2\sin 2\alpha\cos^2\beta d\beta. \qquad (10.10)$$

Интегрируя выражение (10. 10), найдем полный момент

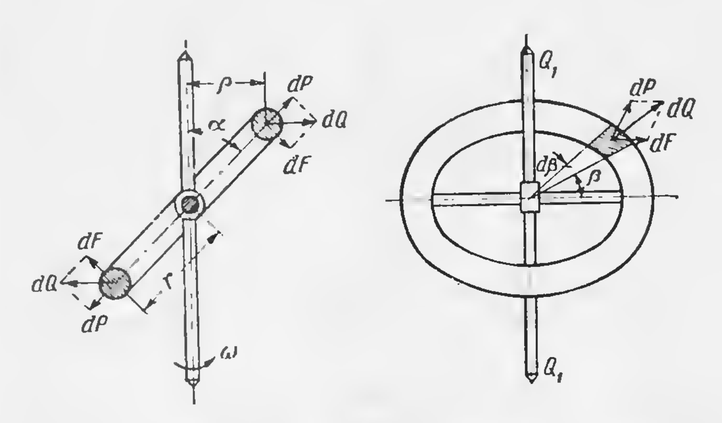
$$M=4m_1r^3\omega^2\sin 2\alpha\int_0^{\pi/2}\cos^2\beta d\beta=m_1\pi r^3\omega^2\sin 2\alpha,$$

или, так как

$$2\pi rm_1=m,$$

то

$$M=\frac{mr^2}{2}\omega^2\sin 2\alpha. \qquad (10.11)$$



Фиг. 10. 3. Схема центробежного тахометра с кольцевым грузом.

Если восстанавливающий момент равен $c(\alpha-\alpha_0)$, то при равновесии получим

$$\omega^2=\frac{2(\alpha-\alpha_0)c}{mr^2\sin 2\alpha}. \qquad (10.12)$$

Вводя обозначение

$$\omega_{max}^2=\frac{2c\alpha_0}{mr^2},$$

перепишем формулу (10. 12) в безразмерном виде

$$\frac{\omega^2}{\omega_{max}^2}=\frac{\frac{\alpha}{\alpha_0}-1}{\sin 2\alpha}. \qquad (10.13)$$

Как и в случае конического тахометра, шкала прибора с кольцевым грузом без выпрямляющих устройств будет неравномерной. На фиг. 10. 4 приведена характеристика тахометра с кольцевым грузом. Из сравнения характеристик фиг. 10. 2 и 10. 4 следует, что конический центробежный тахометр выполнить с равномерной шкалой легче, чем тахометр с кольцевым грузом.

Фиг. 10. 4. Характеристика центробежного тахометра с кольцевым грузом.

Момент центробежной силы согласно уравнению (10. 11) достигает максимума при $\alpha=45°$, а при $\alpha=90°$, т. е. когда плоскость кольца перпендикулярна оси вращения, момент равен нулю. Следовательно, с точки зрения чувствительности прибора начальный угол установки кольца α_0 желательно брать близким к 45°.

Центробежные тахометры будут устойчиво работать не на всех скоростях вращения. Так как центробежный тахометр представляет собой консервативную систему, то условие его устойчивости сводится к тому, что потенциальная энергия системы должна обратиться в минимум.

Для нахождения минимума потенциальной энергии следует приравнять нулю ее первую производную по координате (α или z). Имеем

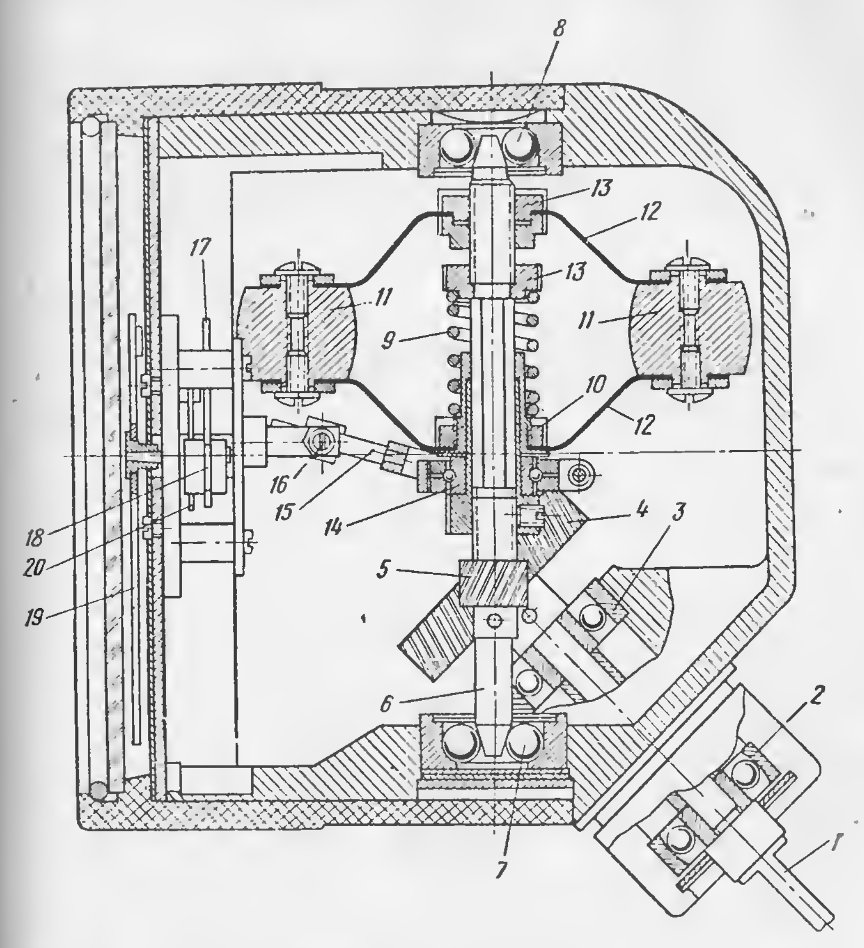
$$\left.\begin{aligned} \frac{du}{d\alpha} &= c(\alpha-\alpha_0) - \frac{mr^2}{2}\omega^2 \sin 2\alpha = 0; \\ \frac{du}{dz} &= c(z-z_0) - \frac{nm\omega^2}{4} z\left(1+\frac{2r_0}{\sqrt{4l^2-z^2}}\right) = 0. \end{aligned}\right\} \quad (10.14)$$

Исследование второй производной показывает, что системы будут устойчивыми при условиях

$$\left.\begin{aligned} c &> mr^2\omega^2\cos 2\alpha; \\ c &> \frac{nm\omega^2}{4}\left[1+\frac{2r_0}{\sqrt{4l^2-z^2}}\left(1+\frac{z^2}{4l^2-z^2}\right)\right]. \end{aligned}\right\} \quad (10.15)$$

Если эти соотношения справедливы для наибольших измеряемых скоростей ω_{max}, то они будут справедливы и для всех остальных скоростей $\omega<\omega_{max}$. Неравенства (10. 15) могут служить критериями выбора некоторых параметров центробежных тахометров. Диапазон угловых скоростей, измеряемых центробежным тахометром, невелик и составляет $\frac{\omega_{max}}{\omega_{min}} \approx 4-6$.

Особенности устройства центробежных тахометров. Конструкции авиационных центробежных тахометров являются достаточно установившимися. На фиг. 10. 5 показана конструкция авиационного тахометра в стандартном корпусе. На приводном валике *1* и главной оси *6* имеется пара косозубчатых колес *4* и *5* с передаточным отношением 3,5 : 1. Применение косозубчатых колес позволяет устанавливать приводной валик под углом к главной оси, что облегчает монтаж тахометра на самолете.



Фиг. 10. 5. Конструкция центробежного тахометра в стандартном корпусе.

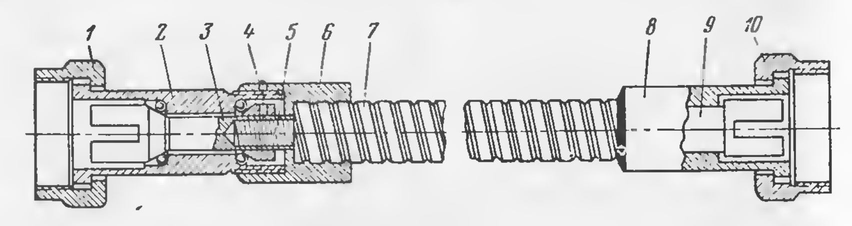
1—приводной валик, *2, 3, 7, 8, 14*—шарикоподшипники, *4* и *5*—зубчатые колеса, *6*—ось, *9*—пружина, *10*—подвижная муфта, *11*—грузики, *12*—рессоры, *13*—неподвижная муфта, *15*—поводок, *16*—валик, *17*—сектор, *18*—трибка, *19*—стрелка, *20*—волосок.

Главный узел состоит из оси *6*, пружины *9*, подвижной *10* и неподвижной *13* муфт и грузиков *11*, прикрепленных при помощи

рессор *12* к муфтам. Подвижная муфта *10* через поводок *15*, валик *16*, сектор *17* и трибку *18* связана со стрелкой *19* прибора. Для выбора люфтов служит волосок *20*.

Шкала прибора неравномерная и имеет деления от 400 до 3000 об/мин через каждые 50 об/мин.

В более ранних конструкциях тахометров этого типа вместо рессор *12* применялись жесткие шарнирные тяги. Применение рессор имеет то преимущество, что путем выбора периода их собственных колебаний, не совпадающего с периодом колебаний системы пружина — грузики, можно уменьшить колебания указательной системы. Для этой же цели иногда применяются воздушные демпферы.



Фиг. 10. 6. Гибкий валик.

1, 10—накидные гайки, *2, 8*—втулки, *3, 9*—наконечники, *4*—стопорный винт, *5*—стальной сердечник, *6*—гайка, *7*—оболочка.

Погрешности центробежных тахометров. Центробежные тахометры не имеют методических погрешностей, если не считать погрешности, возникающей от изменения положения оси тахометра. Но эта погрешность в современных тахометрах, обладающих большой статической устойчивостью, пренебрежимо мала.

Инструментальные погрешности центробежных тахометров складываются из погрешностей упругого гистерезиса и упругого последействия противодействующих пружин, застоя в передающем механизме, температурных погрешностей и др.

Погрешности, вызванные упругим гистерезисом и упругим последействием материала пружины, скомпенсировать невозможно, поэтому уменьшение их достигается посредством выбора невысоких допустимых напряжений, материала, способа обработки и др.

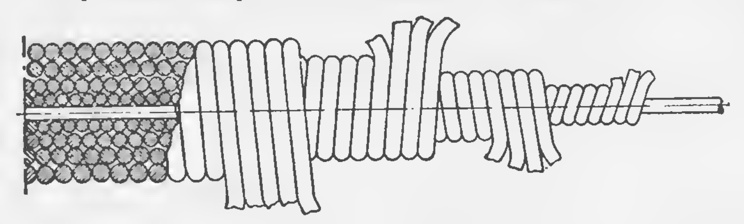
Температурные погрешности тахометра возникают вследствие изменения упругих свойств пружины при изменении температуры. Хотя эти погрешности и имеют некоторое значение, но в авиационных центробежных тахометрах они обычно не компенсируются.

Центробежные тахометры часто дают неустойчивые показания, вызванные крутильными колебаниями гибкого валика. Как было указано выше, одной из мер борьбы с колебанием стрелки является применение рессор вместо жестких тяг.

Гибкий валик. Гибкий валик (фиг. 10. 6), представляющий собой механическую дистанционную передачу, предназначен для передачи вращения от распределительного валика авиадвигателя к

тахометру. Валик обычно состоит из стального сердечника *5* и навитых вокруг сердечника в противоположных направлениях четырех концентрических слоев стальной проволоки разной толщины (фиг. 10. 7).

Направление намотки слоев чередуется (правое и левое). Направление намотки верхнего слоя определяет направление вращения, для передачи которого предназначен валик.



Фиг. 10. 7. Намотка гибкого валика.

Оболочка *7* гибкого валика (см. фиг. 10. 6) выполнена из тонкой латунной или стальной ленты и навита на валик таким образом, что края смежных витков накладываются друг на друга. Между краями смежных витков оболочки накладывается хлопчатобумажный шнур, предохраняющий внутреннюю часть оболочки от попадания грязи и способствующий сохранению смазки внутри оболочки.

Для присоединения гибкого валика к распределительному валику и тахометру на концах его имеются наконечники *3* и *9*.

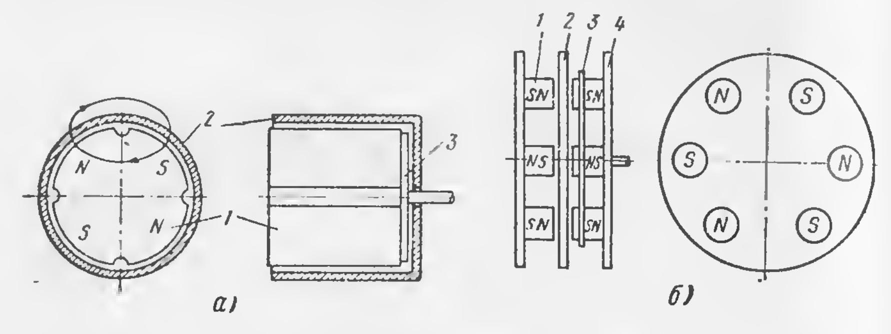
3. Магнитные тахометры

Общие замечания. Принцип действия магнитных тахометров основан на явлении наведения токов в металлическом теле, вращающемся в магнитном поле. Это явление состоит в том, что в металлическом теле, вращающемся в магнитном поле, индуктируются вихревые токи, взаимодействующие с этим полем. Эффект взаимодействия вихревых токов с вызвавшим их магнитным полем используется для приведения в действие указательной системы прибора.

Основной частью магнитного тахометра является измерительный узел, который состоит из постоянного магнита *1* и чувствительного элемента *2* в виде полого цилиндра (фиг. 10. 8, *а*) или диска (фиг. 10. 8, *б*). Обычно постоянный магнит вращается со скоростью, равной или пропорциональной скорости испытуемого объекта, а чувствительный элемент, выполненный из металла с большим и в незначительной степени зависящим от температуры удельным электрическим сопротивлением, удерживается от вращения спиральной пружиной; встречается и обратное сочетание — вращающийся чувствительный элемент и упруго закрепленный магнит.

Момент взаимодействия между чувствительным элементом и постоянным магнитом пропорционален скорости вращения, поэтому если противодействующий момент, создаваемый спиральной пружиной, пропорционален углу закручивания, то шкала прибора будет равномерной.

Магнитные тахометры имеют широкое распространение в авиации из-за целого ряда преимуществ. Особо следует отметить такие преимущества, как простота конструкции, малые габариты и вес, равномерность шкалы, большой диапазон измеряемых скоростей вращения и естественное успокоение подвижной системы.



Фиг. 10. 8. Схема магнитного тахометра.

а—с чувствительным элементом в виде полого цилиндра, *б*—с чувствительным элементом в виде диска. *1*—постоянный магнит, *2*—чувствительный элемент, *3*—термомагнитный шунт, *4*—магнитопровод.

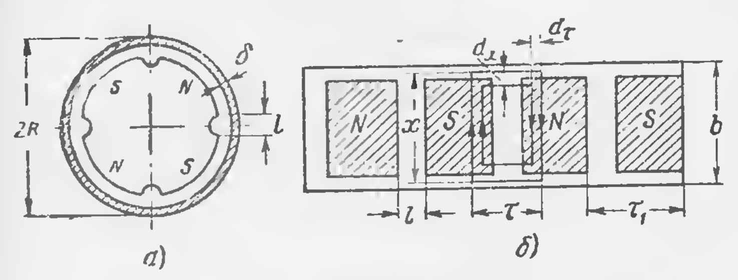
К недостаткам этих тахометров следует отнести зависимость показаний от температуры окружающей среды, а также недистанционность без применения специальных дистанционных передач.

Зависимость показаний тахометра от температуры обусловливается изменением электрического сопротивления чувствительного элемента с изменением температуры окружающей среды, а также изменением магнитной индукции в зазоре вследствие изменения магнитного сопротивления магнитопровода. Для уменьшения температурных погрешностей применяется термомагнитная компенсация (термомагнитный шунт); кроме того, чувствительный элемент изготовляется из специального сплава с малым температурным коэффициентом. Применение этих мер оказывается вполне достаточным для получения тахометров, удовлетворяющих высоким требованиям в отношении температурных погрешностей.

Магнитные тахометры по своему принципу действия не являются дистанционными. Для того чтобы сделать прибор дистанционным, применяются дистанционные передачи типа электрического вала.

Основные соотношения. Рассмотрим основные соотношения, позволяющие получить связь между измеряемой скоростью вращения и показанием прибора. Для этого обратимся к фиг. 10.9,

на которой в развернутом виде приведена схема магнитного тахометра с чувствительным элементом в виде полого цилиндра. На фиг. 10.9 приняты следующие обозначения: R — радиус; b — активная длина чувствительного элемента; δ — толщина чувствительного элемента; τ_1 — полюсное деление; l — расстояние между краями двух смежных полюсов.



Фиг. 10. 9. К выводу соотношения магнитного тахометра.

При вращении постоянного магнита с угловой скоростью n об/мин в чувствительном элементе (схема *а*) индуктируется э. д. с.

$$E=\frac{2\pi nR}{60}Bb\cdot 10^{-8}\ [в], \qquad (10.16)$$

где B — магнитная индукция в зазоре в *гс*.

Форма вихревых токов в чувствительном элементе, возникающих под действием индуктированной э. д. с., будет определяться формой полюсных наконечников и размерами чувствительного элемента. Будем полагать, что вихревые токи состоят из замкнутых вихревых трубок, как это показано на схеме *б*. Если обозначить через g проводимость чувствительного элемента в пределах полюсного деления, то для силы вихревого тока получим

$$i=2Eg=\frac{2\pi nRBb}{30}g\cdot 10^{-8}\ [а]. \qquad (10.17)$$

Следовательно, для определения силы тока i необходимо определить проводимость g.

Переходим к определению проводимости g. Предположим, что γ — удельная проводимость материала чувствительного элемента в *м/мм ом*, а δ — толщина стенок чувствительного элемента в *мм*. Проводимость элементарной вихревой трубки [точнее чувствительного элемента в виде полого цилиндра (колпачка) в пределах вихревой трубки, см. фиг. 10.9] будет

$$dg=\frac{dg_1 dg_2}{dg_1+dg_2}, \qquad (10.18)$$

где dg_1 и dg_2— соответственно элементарные проводимости участков, параллельных образующей, и участков, перпендикулярных к ней. Как следует из фиг. 10. 9, проводимости dg_1 и dg_2 имеют вид

$$\left.\begin{aligned} dg_1 &= \gamma \frac{\delta d\tau}{2x} 10^3; \\ dg_2 &= \gamma \frac{\delta dx}{2\tau} 10^3, \end{aligned}\right\} \qquad (10.19)$$

где x — длина участка пути вдоль образующей;
$\delta d\tau$ — площадь поперечного сечения этого участка пути;
τ — длина участка пути вдоль окружности цилиндра;
δdx — площадь поперечного сечения этого участка пути.

Полагая, что все вихревые замкнутые трубки являются подобными, можно написать

$$\frac{x}{\tau} = \frac{b}{\tau_1} = c. \qquad (10.20)$$

Подставляя выражение (10.20) в (10. 19) и затем в (10. 18), получим

$$dg = \frac{\gamma\delta c 10^3}{2(1+c^2)} \frac{d\tau}{\tau}. \qquad (10.21)$$

Полная проводимость будет

$$g = \frac{\gamma\delta c 10^3}{2(1+c^2)} \ln \frac{\tau_1}{l}. \qquad (10.22)$$

Теперь выражение для силы тока примет вид

$$i = An, \qquad (10.23)$$

где коэффициент пропорциональности

$$A = \frac{\pi b R \delta c \gamma 10^{-5}}{30(1+c^2)} \ln \frac{\tau_1}{l}.$$

Сила взаимодействия между магнитным полем постоянного магнита и полем вихревых токов

$$F = \frac{2ibB}{10 \cdot 981} \; [\Gamma]. \qquad (10.24)$$

Коэффициент 2 появился в этой формуле вследствие того, что ток i дважды протекает под одним и тем же полюсом.

Если обозначить через p число пар полюсов постоянного магнита, то вращающий момент можно представить в виде

$$M_{вр} = 2pFR, \qquad (10.25)$$

или, пользуясь формулой (10. 24),

$$M_{вр} = \frac{4piBbR}{10 \cdot 981} \quad [\Gamma см]. \qquad (10.26)$$

Подставляя значение силы тока i из формулы (10. 23) в (10. 26), а также пользуясь очевидными соотношениями $2\pi R = 2p\tau_1$, $\Phi = b\tau_1 B$, где Φ — поток постоянного магнита в *мксв*, получим

$$M_{вр} = A_1 n, \qquad (10.27)$$

где

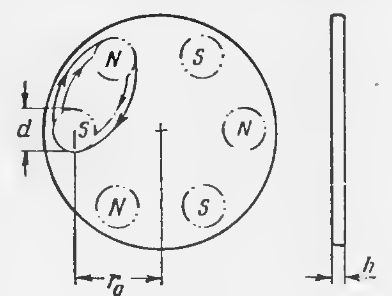
$$A_1 = \frac{4}{3} \frac{p^3 \Phi^2 \gamma \delta c}{\pi(1+c^2)} 10^{-10} \ln \frac{\tau_1}{l}.$$

Если противодействующий момент пропорционален углу закручивания α спиральной пружины, т. е. $M_п = c\alpha$ (здесь c — коэффициент упругости противодействующей пружины), то при равновесии получим

$$c\alpha = A_1 n$$

или

$$\alpha = A'n. \qquad (10.28)$$



Фиг. 10. 10. К выводу соотношения для магнитного тахометра.

Таким образом, шкала прибора равномерна. Коэффициент пропорциональности $A' = A_1/c$ выражается через параметры прибора. Соотношение (10. 28) при задании наибольшей измеряемой скорости вращения и максимального угла поворота чувствительного элемента может быть использовано для выбора некоторых параметров прибора. Например, если заданы n_{max}, α_{max} и параметры чувствительного элемента b, τ_1, R, δ, γ и магнита Φ, p, то можно определить коэффициент упругости c противодействующей пружины.

Хотя соотношение (10. 28) выведено для схемы фиг. 10. 8, *а*, оно справедливо и для схемы фиг. 10. 8, *б*, но в последнем случае коэффициент пропорциональности A' будет иметь другое значение, а именно:

$$A' = \frac{17{,}4 p \gamma r_0^2 h \Phi^2 10^{-8}}{\left(4r_0 \sin^2 \frac{\pi}{p} - d\right) d},$$

где d — диаметр цилиндрического магнита (фиг. 10. 10);
r_0 — расстояние от оси вращения до центра магнита;
h — толщина диска. Линии вихревых токов в диске предполагаются круговыми (см. фиг. 10. 10).

Коэффициент A' не остается постоянным при изменении температуры, так как при этом будут изменяться удельная проводимость γ и магнитный поток Φ. Отсюда очевидна необходимость изготовления чувствительного элемента из материала с малым температурным коэффициентом и применения термомагнитной ком-

пенсации. При описании конструкций будут рассмотрены примеры выполнения термомагнитных шунтов.

В качестве дистанционных передач в магнитных тахометрах обычно применяют синхронную передачу переменного тока переменной частоты с реактивным электродвигателем. Можно применять и другие синхронные передачи вращения, развивающие достаточный синхронизирующий момент в динамическом режиме.

Особенности устройства магнитных тахометров. В авиации находят применение два вида магнитных тахометров: тахометры с чувствительным элементом в виде полого цилиндра (типов ТЭ-45 и ТЭ-20) и тахометры с чувствительным элементом в виде диска (типов ТЭ-2, ТЭ-4, ТЭ-10, ТЭ-15, 2ТЭ-15, 2ТЭ-5 и др.). Так как отдельные типы тахометров каждого вида не имеют принципиальных отличий, то рассмотрим подробно тахометры ТЭ-45 и ТЭ-15.

Дистанционный тахометр ТЭ-45 состоит из собственно магнитного тахометра (измерительного узла) и синхронной передачи переменного тока переменной частоты с синхронным электродвигателем.

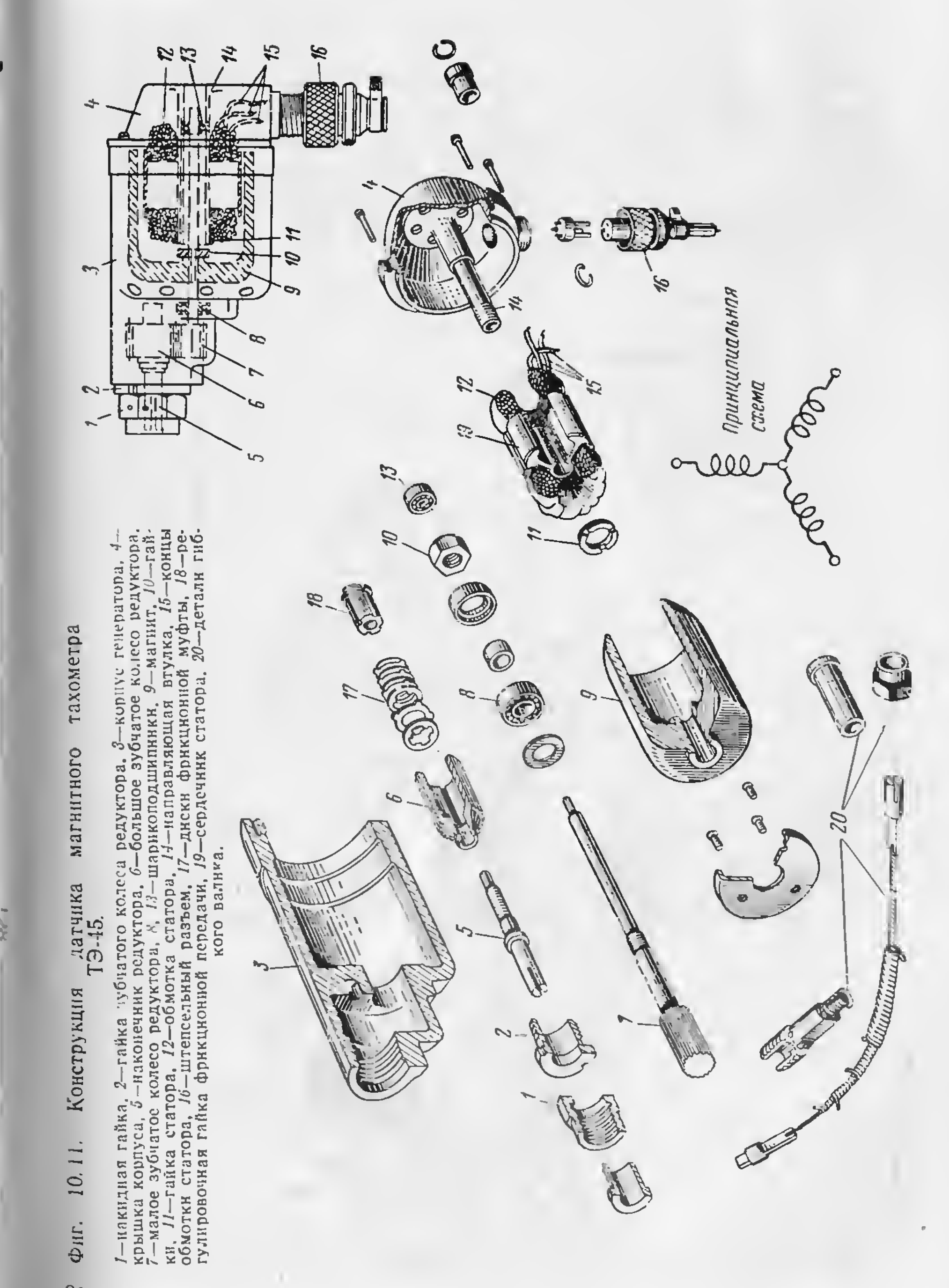
Датчиком (фиг. 10.11) синхронной передачи, выполненным в виде отдельного агрегата, является трехфазный генератор с вращающимся двухполюсным постоянным магнитом *9* колоколообразного типа и трехфазной статорной обмоткой *12*. Ротор генератора приводится во вращение от авиационного двигателя через редуктор (зубчатые колеса *6* и *7* с передаточным отношением 23 : 8). Для смягчения ударов при резких изменениях скорости вращения служит фрикционная муфта (*17* и *18*). Статорная обмотка является внутренней по отношению к ротору-постоянному магниту. Вал ротора вращается в шарикоподшипниках *8* и *13*.

При вращении ротора генератора в статорной обмотке *12* индуктируется трехфазное напряжение, частота которого пропорциональна скорости вращения.

Приемник синхронной передачи, смонтированный в одном корпусе с указателем тахометра (фиг. 10.12), представляет собой трехфазный синхронный активно-реактивный электродвигатель. Приемник состоит из трехфазной статорной обмотки *7*, сердечника статора *9*, ротора-постоянного магнита (*21* и *22*), свободно укрепленного на валу *11* посредством упругой пружины *20*. Ротор вращается в шарикоподшипниках *12* и *19*.

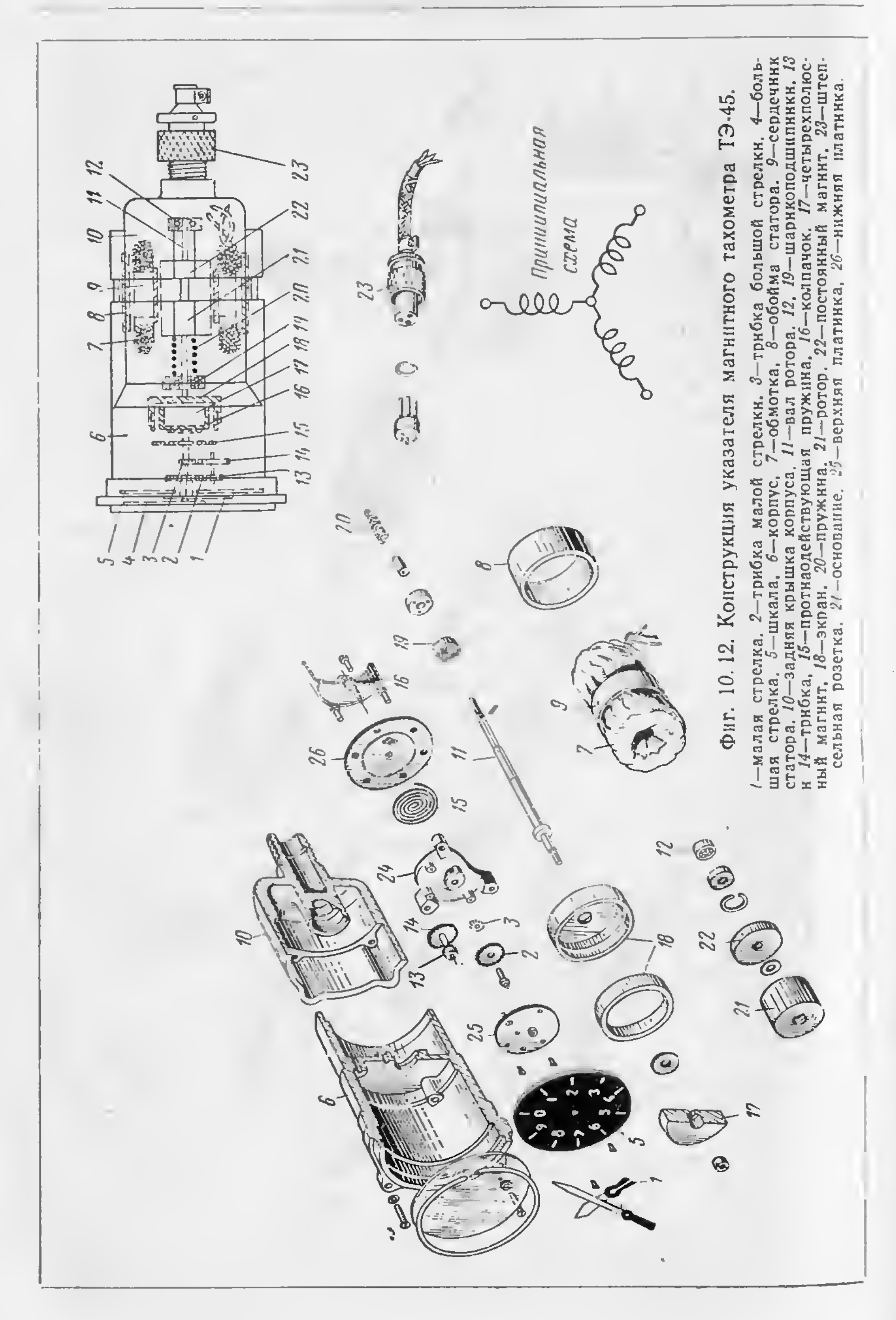
Ротор *21* электродвигателя состоит из двухполюсного цилиндрического магнита *22* и двухполюсного цилиндрического коммутатора, внутри которого помещено беличье колесо.

В статорной обмотке электродвигателя создается трехфазное вращающееся магнитное поле, скорость вращения которого равна скорости вращения генератора. Цилиндрический ротор (коммутатор) *21*, собранный из листовой трансформаторной стали, имеет два явно выраженных полюса, образованных косыми пазами. Внутри коммутатора, параллельно его образующей, размещены шесть про-



Фиг. 10.11. Конструкция датчика магнитного тахометра ТЭ-45.

1—накидная гайка, *2*—гайка зубчатого колеса редуктора, *3*—корпус генератора, *4*—крышка корпуса, *5*—наконечник редуктора, *6*—большое зубчатое колесо редуктора, *7*—малое зубчатое колесо редуктора, *8*, *13*—шарикоподшипники, *9*—магнит, *10*—гайки, *11*—гайка статора, *12*—обмотка статора, *14*—направляющая втулка, *15*—концы обмотки статора, *16*—штепсельный разъем, *17*—диски фрикционной муфты, *18*—регулировочная гайка фрикционной передачи, *19*—сердечник статора, *20*—детали гибкого валика.



Фиг. 10.12. Конструкция указателя магнитного тахометра ТЭ-45.

1—малая стрелка, *2*—трибка малой стрелки, *3*—трибка большой стрелки, *4*—большая стрелка, *5*—шкала, *6*—корпус, *7*—обмотка, *8*—обойма статора, *9*—сердечник статора, *10*—задняя крышка корпуса, *11*—вал ротора, *12*, *19*—шарикоподшипники, *13* и *14*—трибка, *15*—противодействующая пружина, *16*—колпачок, *17*—четырехполюсный магнит, *18*—экран, *20*—пружина, *21*—ротор, *22*—постоянный магнит, *23*—штепсельная розетка, *24*—основание, *25*—верхняя платинка, *26*—нижняя платинка.

водов беличьего колеса, служащего для асинхронного запуска синхронного двигателя.

Если скорость ротора двигателя меньше синхронной скорости поля, то в проводниках беличьего колеса появится электрический ток. Взаимодействие этого тока с вызвавшим его полем приведет к появлению момента, который синхронизирует систему. При достижении скорости, близкой к синхронной, возникает синхронный момент от взаимодействия поля постоянного магнита с вращающимся полем статора и синхронный момент от взаимодействия вращающегося коммутатора с тем же вращающимся полем.

Для предупреждения выпадения ротора синхронного электродвигателя из синхронизма он укреплен упруго с валом посредством пружины *20*. При резких изменениях скорости вращения авиационного двигателя ротор электродвигателя будет удерживаться в синхронизме, тогда как вращение вала электродвигателя с укрепленным на нем постоянным магнитом будет отставать от вращающегося поля или опережать его.

Измерительный узел (см. фиг. 10.12) состоит из постоянного четырехполюсного магнита *17*, укрепленного на валу электродвигателя, чувствительного элемента *16* в виде полого цилиндра (колпачка), противодействующей пружины *15*, трибок *2*, *3*, *13* и *14* и стрелок *1* и *4*. Чувствительный элемент (колпачок) прибора *16*, выполненный из сплава с малым температурным коэффициентом, помещен в зазоре между магнитом *17* и магнитопроводом (экраном) *18*. На одной оси с магнитом *17* измерительного узла помещена термокомпенсационная шайба, обладающая переменной магнитной проницаемостью, сильно уменьшающейся с увеличением температуры.

Работа прибора заключается в следующем. При вращении четырехполюсного постоянного магнита *17* в колпачке *16* индуктируются вихревые токи, взаимодействующие с полем магнита. Возникающий при этом вращающий момент пропорционален скорости вращения. Колпачок, упруго укрепленный на спиральной противодействующей прижине *15*, поворачивается вокруг своей оси до тех пор, пока момент пружины не уравновесится электромагнитным моментом.

С осью колпачка непосредственно связана малая стрелка *1*, служащая для отсчета показаний в тысячах оборотов в минуту. Большая стрелка *4*, служащая для отсчета десятков и сотен оборотов в минуту, приводится во вращение через зубчатую передачу с передаточным отношением 1 : 10.

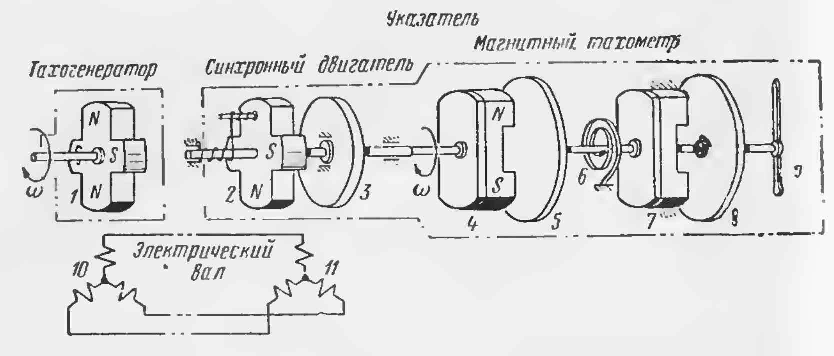
Шкала прибора равномерна и имеет деления от 0 до 10. Прибор рассчитан на измерение скоростей от 0 до 3500 об/мин. Рабочий диапазон прибора от 600 до 3000 об/мин. Погрешности прибора при нормальной температуре не превышают 1%.

Магнитный тахометр ТЭ-15 (фиг. 10.13) для измерения скорости вращения газотурбинных двигателей состоит из собственно магнитного тахометра (измерительного узла) и синхронной пере-

дачи переменного тока переменной частоты с синхронным электродвигателем.

В комплект тахометра входят датчик (фиг. 10.14) и указатель (фиг. 10.15).

Датчик тахометра, являющийся по существу датчиком синхронной передачи, представляет собой трехфазный синхронный генератор с ротором — двухполюсным постоянным магнитом *12* (см. фиг. 10.14). Ротор, укрепленный на валу *8*, вращается в двух шарикоподшипниках *1* и *9*, установленных во втулках из нержавеющей стали.



Фиг. 10.13. Принципиальная схема магнитного тахометра ТЭ-15.

1—магнит тахогенератора, *2*—магнит-ротор синхронного двигателя, *3*—гистерезисный диск, *4*—постоянный магнит чувствительного элемента, *5*—диск чувствительного элемента, *6*—противодействующая пружина, *7*—магнит демпфера, *8*—диск демпфера, *9*—стрелка, *10*—обмотки тахогенератора, *11*—статорная обмотка синхронного двигателя.

Привод датчика осуществляется при помощи муфты, состоящей из кожаной шайбы *7*, фланца *5* со штифтами *6*.

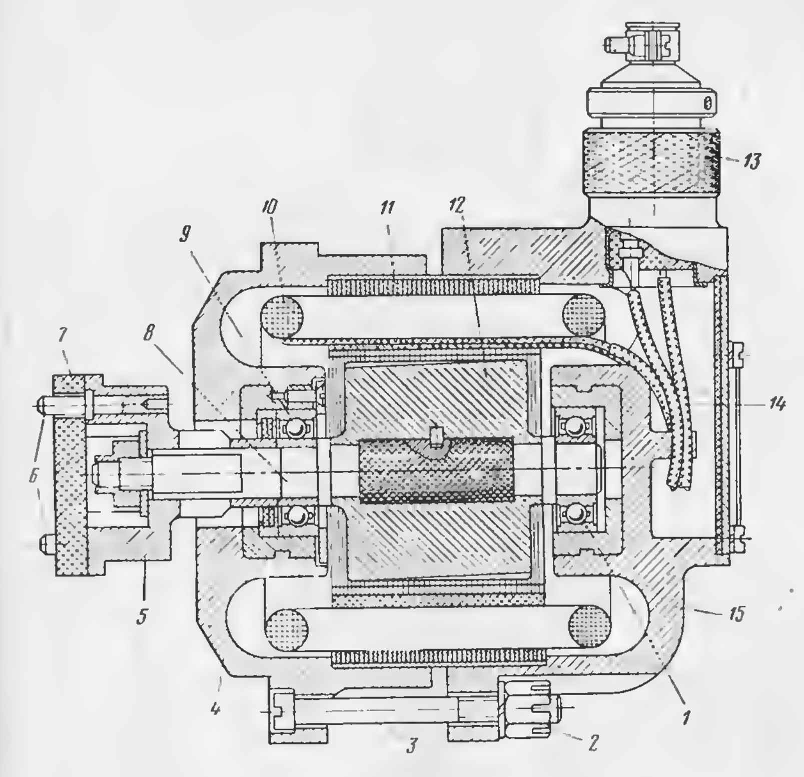
Ротор-магнит *12* и статор *11* с обмоткой *10* скрепляются крышками *4* и *15* при помощи винтов *3* и гаек *2*.

Статор *11* выполнен из пластин трансформаторного железа толщиной 0,5 *мм*. Обмотка статора, выполненная из медного провода марки ПЭВ-2 диаметром 0,31 *мм*, образует трехфазную двухполюсную систему, соединенную в звезду.

Указатель тахометра (см. фиг. 10.15) включает синхронный электродвигатель — приемник синхронной передачи и измерительный узел.

Синхронный электродвигатель состоит из трехфазного статора *18* и ротора *3*, выполненного в виде двух крестовидных магнитов *4*, дискового постоянного четырехполюсного магнита *17* и диска гистерезиса *16*. Постоянные магниты *4* и *17* выполнены из сплава с большой коэрцитивной силой. Ротор насажен на вал *15* свободно и передает момент валу через пружину *14*. Вал ротора укреплен в шарикоподшипниках *2*. Крышка *1* служит для крепления ротора и статора электродвигателя.

На выступающем конце вала электродвигателя закреплена система постоянных магнитов *6* измерительного узла. Шесть пар постоянных магнитов измерительного узла запрессованы в двух платинках, которые расположены так, что противоположные полюсы магнитов находятся друг против друга у наружного края чувст-



Фиг. 10.14. Конструкция датчика тахометра ТЭ-15.

1, 9—подшипники, *2*—гайка, *3*—винт, *4, 15*—крышки, *5*—фланец, *6*—штифты, *7*—шайба, *8*—вал, *10*—обмотка, *11*—железо статора, *12*—магнит, *13*—штепсельный разъем, *14*—провода.

вительного элемента (диска) *5*. На оси *12* чувствительного элемента насажена стрелка *10*.

Чувствительный элемент выполнен из алюминиевомарганцовистого сплава, имеющего малый температурный коэффициент сопротивления, в результате чего температурные погрешности прибора могут быть скомпенсированы подбором термомагнитного шунта *13*. Шунт выполнен из специального сплава, магнитная проницаемость которого с возрастанием температуры уменьшается, и закреплен на одной половине измерительного узла. В приборе

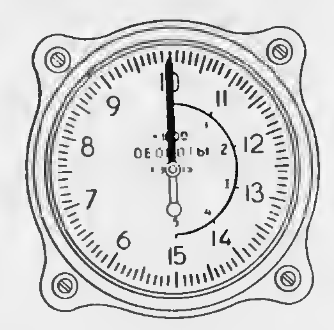
Фиг. 10.15. Конструкция указателя тахометра ТЭ-15.

1—крышка, *2*—шарикоподшипники, *3*—ротор, *4*—магнит, *5*—диск измерительного узла, *6*—магниты измерительного узла, *7*—основание, *8*—пружина, *9*—магниты демпфера, *10*—стрелка, *11*—диск демпфера, *12*—ось стрелок, *13*—термомагнитный шунт, *14*—пружина, *15*—вал, *16*—диск гистерезиса, *17*—магнит, *18*—статор

предусмотрена возможность регулирования положения шунта, что позволяет почти полностью устранить температурные погрешности.

Для устранения вибраций стрелки в приборе предусмотрено демпфирующее устройство, представляющее собой магнитный узел, аналогичный измерительному узлу. Между торцами шести пар неподвижных магнитов *9* расположен алюминиевый диск *11*, укрепленный на оси стрелки. При колебаниях стрелки в диске *11* наводятся вихревые токи, вследствие чего энергия колебаний превращается в тепловую энергию.

Противодействующий момент прибора создается пружиной, имеющей угол закручивания 540°.



Фиг. 10.16. Шкала тахометра ТЭ-15.

Работа прибора ТЭ-15 не отличается от работы прибора ТЭ-45. Диск гистерезиса в роторе электродвигателя выполняет по существу ту же функцию, что и беличье колесо в тахометре ТЭ-45, т. е. служит для асинхронного запуска синхронного электродвигателя. При этом величина асинхронного момента, создаваемого диском гистерезиса, пропорциональна ширине петли гистерезиса.

Диапазон измерений тахометра Т-15 составляет 0—15 000 об/мин. Погрешность измерения при нормальной температуре в диапазоне 1000—11 000 об/мин не более 1%, в диапазоне 11 000—15 000 об/мин — не более 0,5%.

Указатель имеет две шкалы: основную внешнюю шкалу от 5000 до 15 000 об/мин с ценой деления 100 об/мин и вспомогательную шкалу от 0 до 5000 об/мин с ценой деления 1000 об/мин. Ширина шкалы 540°. Общий вид шкалы прибора приведен на фиг. 10. 16. Линейное напряжение на зажимах нагруженного генератора составляет 23—25 *в*.

В табл. 10. 2 приведены некоторые технические данные магнитных тахометров различных типов.

Погрешности магнитных тахометров и методы их компенсации. Как уже было указано, основной погрешностью магнитного тахометра, долгое время ограничивавшей его применение, являлась температурная погрешность. Погрешность эта появляется потому, что при изменении температуры внешней среды изменяются сопротивление колпачка, магнитный поток, модуль упругости и размеры пружины. Для определения температурной погрешности обратимся к формуле (10. 28). Погрешность не будет иметь места, если при изменении температуры внешней среды $A'=\text{const}$. Но как было определено выше, $A'=A_1/c$.

Таблица 10.2

Тип тахометра	Диапазон измерений об мин	Погрешность %	Тип датчика	Передаточное отношение от генератора к двигателю	Число оборотов генератора	Примечание
ТЭ-45	0—3 500	±1	—	—	—	
ТЭ-20	0—2 000	±0,5	2УГ-1	1:4	5000	
ТЭ-3	0—3 000	±0,5	4УГ-1	1:2	1500	
ТЭ-4	0—4 000	±0,5	4УГ-1	1:2	2000	
2ТЭ-4	0—4 000	±0,5	Д-6	1:2	2000	Сдвоенный указатель
ТЭ-5	0—5 000	±1	Д-9	1:2	2500	
ТЭ-10	0—10 000	±0,5	4УП-1	1:4	2500	
			Д-10	1:2	500	
ТЭ-15	0—15 000	±0,5	Д-10	1:4	3750	
2ТЭ-15	0—15 000	±0,5	2УГ-1	1:4	3750	Один датчик на два указателя
ТЭ-30	0—30 000	±0,5	Д-10	1:6	5000	

Коэффициент c упругости спиральной пружины

$$c=\frac{Eah^3}{12L}, \qquad (10.29)$$

где E — модуль упругости материала пружины;
a, h и L— ширина, толщина и длина пружины соответственно.

Представим A' в виде

$$A'=c'\frac{\gamma L\Phi^2}{Eah^3},$$

где c' — постоянная, не зависящая от температуры.

Примем следующие обозначения: α_1—температурный коэффициент сопротивления колпачка; β—температурный коэффициент линейного расширения материала пружины; γ_1—температурный коэффициент модуля упругости; δ_1 — температурный коэффициент магнитного потока. При некоторой температуре ϑ коэффициент A' будет

$$A'=c'\frac{\gamma_0(1-\alpha_1\vartheta)L_0\Phi_0^2(1-\delta_1\vartheta)^2}{a_0h_0^3(1+\beta\vartheta)^3E_0(1-\gamma_1\vartheta)}. \qquad (10.30)$$

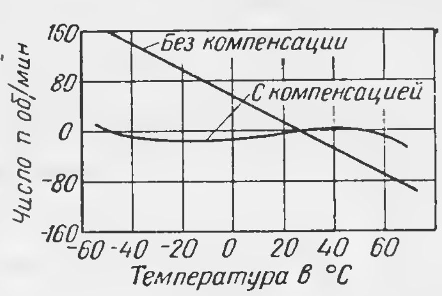
С достаточным приближением можно написать, что

$$A'=A'_0[1+(\gamma_1-\alpha_1-3\beta-2\delta_1)\vartheta].$$

Температурный коэффициент прибора в целом будет

$$\sigma=\gamma_1-\alpha_1-3\beta-2\delta_1. \qquad (10.31)$$

На практике применяются два метода компенсации температурной погрешности магнитных тахометров. Если материал колпачка выбран таким, что $\alpha_1>\gamma_1-3\beta-2\delta_1$, то согласно формуле (10.31) показания прибора с увеличением температуры окружающей среды уменьшаются. Для компенсации этого явления применяется термомагнитный шунт, магнитная проницаемость которого с повышением температуры падает и, следовательно, основной поток в зазоре возрастет. Это эквивалентно уменьшению δ_1 настолько (или даже удовлетворению условию $\delta_1<0$), что неравенство $\alpha_1>\gamma_1-3\beta-2\delta_1$ превращается в равенство.



Фиг. 10.17. Кривые погрешностей магнитного тахометра.

Вторым методом компенсации является выбор материала колпачка с необходимым значением коэффициента α_1. Пусть материалы пружины и магнита подобраны, т. е. пусть даны γ_1, β и δ_1. Подберем α_1 из условия полной температурной компенсации ($\sigma=0$). Получим

$$\alpha_1=\gamma_1-3\beta-2\delta_1.$$

Например, если взять пружину из фосфористой бронзы с $\beta=0{,}175\cdot10^{-4}$, $\gamma_1=4\cdot10^{-4}$ и магнит из сплава 12% Al, 63,2% Fe, 20,6% Ni, 4% Co, 0,2% Mn с $\delta_1=0{,}6\cdot10^{-4}$, то

$$\alpha_1=(4-3\cdot0{,}175-2\cdot0{,}6)\,10^{-4}=2{,}275\cdot10^{-4}.$$

По найденному значению α_1 можно подобрать материал колпачка. Из всех материалов с требуемым α_1 наиболее подходящим будет тот, который имеет наибольшую удельную проводимость γ, так как вращающий момент прибора пропорционален этой величине. Для нашего примера подходящим будет сплав состава: 96,1% Cu и 3,9% Mn с $\alpha_1=2\cdot10^{-4}$ и $\gamma=6{,}33$ *м/мм ом*. Так как значение α_1 немного меньше требуемого, то ошибка прибора при изменении температуры внешней среды на 50° С от нуля составит $(2-2{,}275)\times\times10^{-4}\cdot50=-0{,}14\%$, что вполне допустимо.

На фиг. 10.17 приведены типичные кривые температурной погрешности одного из магнитных тахометров. Как видно из кривых, этот тахометр не мог бы найти применения без компенсации температурной погрешности, так как погрешности его весьма велики. Применение термомагнитного шунта и специального материала для колпачка почти полностью устраняет эти погрешности.

Расчет магнитного тахометра. Выше было указано, что магнитные тахометры по самому принципу действия не являются дистанционными, поэтому они применяются с дистанционной передачей типа электрического вала. Дистанционная передача состоит из трехфазного синхронного генератора с ротором-постоянным магнитом и активно-реактивного синхронного электродвигателя.

Приведем соображения по поверочному расчету магнитного тахометра и дистанционной передачи к нему. За основу возьмем тахометр ТЭ-45; другие типы магнитных тахометров можно рассчитывать аналогично.

Для поверочного расчета магнитного тахометра необходимо задаться некоторыми размерами колпачка, противодействующей пружины и магнита, а также диапазоном измеряемых угловых скоростей.

Зная конструкцию тахометра, можно подсчитать момент трения $M_{тр}$ в опорах и передаточном механизме. Если необходимо, чтобы погрешности трения не превосходили величины η%, то можно написать

$$M_{тр} \leqslant 0{,}01\eta\, M_{вр\,max}, \tag{10.32}$$

где $M_{вр\,max}$ — максимальный вращающий момент, развиваемый чувствительным элементом при максимальной измеряемой скорости вращения. Из выражения (10.32) можно определить потребный вращающий момент $M_{вр\,max}$.

Если вращающий момент $M_{вр\,max}$ определен, то по заданному максимальному углу закручивания противодействующей пружины можно определить коэффициент упругости пружины, так как

$$M_{вр\,max} = c\alpha_{max}, \tag{10.33}$$

где для спиральной пружины коэффициент упругости c определяется по формуле (10.29).

Таким образом, по найденному значению c можно подобрать размеры пружины.

Напряжение в материале пружины

$$\sigma_1 = \frac{M_{вр\,max}}{w},$$

где $w = \frac{ah^2}{6}$ — момент сопротивления поперечного сечения пружины, который не должен превосходить допустимой величины.

Пользуясь формулами (10.32) и (10.27), можно написать

$$\frac{M_{тр}}{0{,}01\eta} \leqslant \frac{4}{3}\,\frac{p^3\Phi^2\gamma\delta c}{\pi(1+c^2)}\,10^{-10}\ln\frac{\tau_1}{l}. \tag{10.34}$$

Отсюда можно определить некоторые из параметров колпачка и магнита, задавшись какими-либо из них.

В расчет синхронной передачи введем поверочный расчет синхронного генератора и синхронного реактивного электродвигателя.

Предположим, что для генератора дано: число пазов статора z, число полюсов $2p$, число фаз m, коэффициент кривой k_b, коэффициент обмотки $k_w = k_p k_y$, где k_p — коэффициент распределения, k_y — коэффициент укорочения.

Фазовая э. д. с. генератора

$$E_\Phi = 4k_b k_w w_\Phi f \Phi\cdot 10^{-8}\ [в], \tag{10.35}$$

где $f = \frac{pni_1}{60}$ — частота индуктированной э. д. с.;

n — число об/мин кулачкового вала авиационного двигателя;

i_1 — передаточное число редуктора генератора;

$w_\Phi = qsp$;

$q = \frac{z}{2mp}$ — число пазов на полюс и фазу;

s — число проводов в пазу.

Линейная нагрузка генератора

$$A_s = \frac{is}{t_s}, \tag{10.36}$$

где $t_s = \frac{\pi D}{z}$ — зубцовое деление;

D — диаметр статора;

i — ток нагрузки генератора.

Мощность генератора, как известно, будет

$$P = \frac{D^2 l_i B A_s n}{9\cdot 10^8}\ [ва], \tag{10.37}$$

или, так как

$$B = \frac{\Phi}{\alpha_i l_i \tau},$$

где $\alpha_i = \frac{b}{\tau}$;

$\tau = \frac{\pi D}{2p}$ — полюсное деление;

b — длина полюса;

l_i — активная длина статора,

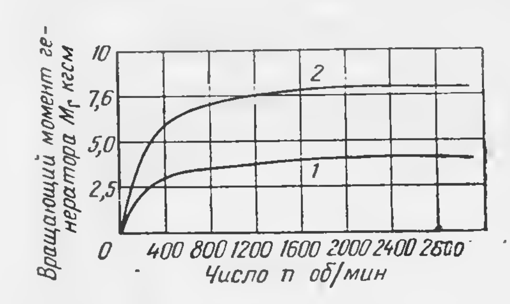
то

$$P = \frac{D^2 A_s \Phi n}{9\cdot 10^8 b}\ [ва]. \tag{10.38}$$

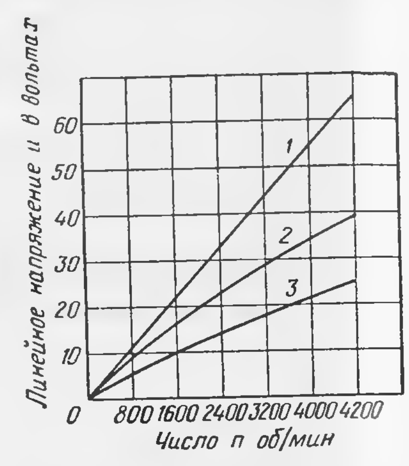
Момент, потребный на вращение генератора,

$$M_г = 10\,200\,\frac{60P}{2\pi n}\ [Гсм]. \tag{10.39}$$

На фиг. 10.18 приведены кривые момента $M_г$, потребного на вращение генератора магнитного тахометра в функции скорости вращения авиационного двигателя при работе на один (кривая *1*) и на два (кривая 2) указателя. На фиг. 10.19 для того же генератора приведены кривые линейного напряжения *u* при холостом ходе (кривая *1*) и при нагрузке на один (кривая *2*) и на два (кривая *3*) указателя. Как видно, при нагрузке на два указателя напряжение *u* уменьшается в два с лишним раза по сравнению с напряжением холостого хода.



Фиг. 10.18. Характеристики момента, потребного на вращение генератора тахометра.



Фиг. 10.19. Характеристики линейного напряжения генератора тахометра.

Приступая к поверочному расчету синхронного электродвигателя, следует задаться некоторыми его параметрами. Введем следующие обозначения (фиг. 10.20):

$D_н$ — наружный диаметр статора;

$D_р$ — диаметр ротора;

$l_р$ — длина железа статора и ротора;

$\tau = \frac{\pi D_р}{2p}$ — полюсное деление;

$2p$ — число полюсов;

$\alpha = \frac{b}{\tau}$ — коэффициент полюсного перекрытия;

$b = \alpha\tau$ — действительная длина полюсной дуги;

$u_л$, $u_ф$ — линейное и фазовое напряжения, подводимые к электродвигателю (статорная обмотка соединена в звезду);

f — частота питающего тока при максимальных оборотах;

$w_ф$ — число витков в фазе;

$k_w = k_у k_р$ — коэффициент обмотки;

$k_ф$ — коэффициент формы поля.

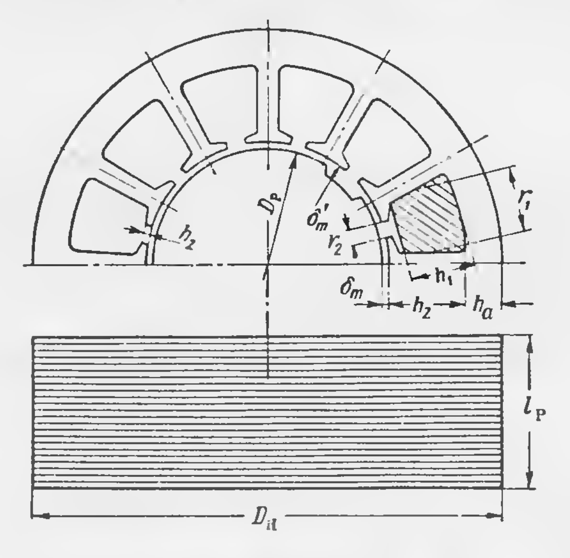
Определим активное сопротивление (фазы) обмотки статора

$$R_ф = \frac{w_ф l_w}{\gamma S}, \qquad (10.40)$$

где l_w — средняя длина витка обмотки;

S — площадь поперечного сечения провода;

γ — удельная проводимость меди.



Фиг. 10.20. К расчету синхронного электродвигателя.

Сопротивление рассеяния обмотки статора

$$X_s = 0{,}158 \frac{f}{100}\left(\frac{w_ф}{100}\right)\frac{l_р \Sigma\lambda}{qp}, \qquad (10.41)$$

где $l_р$ — длина железа статора;

q — число пазов на полюс и фазу;

$\Sigma\lambda$ — сумма коэффициента проводимости паза $\lambda_п$ и коэффициента рассеяния лобовых частей обмотки λ_s, причем (см. фиг. 10.20)

$$\lambda_п = 1{,}55\left(\frac{h_1}{3r_1} + \frac{h_2}{r_2}\right);$$

$$\lambda_s = \frac{l_s}{l_р} kq;$$

$$l_s = \frac{\pi (D_р - 2h_z + h_a)}{2p}.$$

Здесь $k = 0{,}4$ для двухслойной обмотки.

Для определения реактивного сопротивления X реакции статора воспользуемся формулой

$$X = \frac{24 l_p \tau f w_\phi^2 k_w c}{p \delta_m}, \tag{10.42}$$

где δ_m — длина воздушного зазора;

$$c = \frac{1}{\pi} \sqrt{\sin^2 \alpha\pi + (\alpha\pi)^2 - 2\alpha\pi \sin \alpha\pi \cos \psi};$$

$$\cos 2\psi = \frac{2\alpha\pi \sin \alpha\pi}{\sin^2 \alpha\pi + (\alpha\pi)^2}.$$

Следует заметить, что под длиной воздушного зазора δ_m нужно подразумевать не фактическую его длину, а некоторую воображаемую, увеличенную на 30—40% против фактической за счет того, что в малых двигателях вследствие больших индукций магнитное сопротивление железа не является пренебрежимо малым по сравнению с сопротивлением воздушного зазора.

Имея сопротивления X_s и X и зная фазовое напряжение, подводимое к статору двигателя, можно определить ток в фазе статора

$$i_\phi = \frac{u_\phi \sin \varphi}{X + X_s} \ [a], \tag{10.43}$$

где φ — угол сдвига фаз между током и напряжением.

Известно, что $\varphi = \psi + \theta$,

$$\operatorname{tg} 2\theta = \frac{(X_l + X_q)(X_s + X_q) - R_\phi^2}{(X_l + X_q + 2X_s) R_\phi},$$

где $X_l = \frac{X c_l}{c}$ и $X_q = \frac{X c_q}{c}$ — продольная и поперечная компоненты реактивного сопротивления X;

$$c_l = \frac{\alpha\pi + \sin \alpha\pi}{\pi};$$

$$c_q = \frac{\alpha\pi - \sin \alpha\pi}{\pi}.$$

Мощность, потребляемая синхронным реактивным электродвигателем, может быть определена по формуле

$$P_s = 3 u_\phi i_\phi \cos \varphi \ [вт]. \tag{10.44}$$

Полезная мощность двигателя (мощность на валу) будет

$$P_a = \frac{3}{2} \varepsilon u_\phi^2 \left(\frac{1}{X_s + X_q} - \frac{1}{X_s + X_l} \right) \sin 2\theta \sin^2 \varphi \ [вт], \tag{10.45}$$

где ε — коэффициент (обычно меньший единицы), учитывающий конечную величину зазора между железом статора и железом впадины ротора (см. фиг. 10.20). Для рассматриваемого реактивного электродвигателя этот коэффициент принимается равным примерно 0,55.

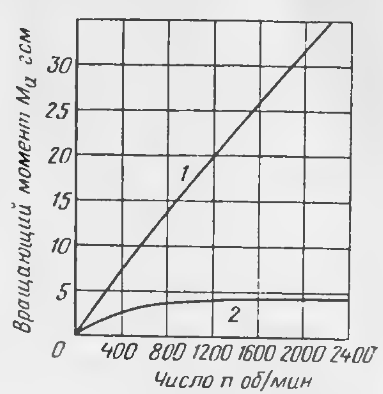
Вращающий момент, развиваемый на валу электродвигателя,

$$M_{вр} = 10\,200 \frac{60 P_a}{2\pi n} \ [Гсм]. \tag{10.46}$$

Величина момента $M_{вр}$ должна быть такой, чтобы обеспечить создание вращающего момента в подвижной системе прибора. При любой измеряемой скорости вращения должно быть соблюдено условие

$$M_{вр} > M,$$

где M — момент, развиваемый чувствительным элементом.



Фиг. 10.21. Кривые синхронного (кривая 1) и асинхронного (кривая 2) моментов синхронного реактивного электродвигателя.

На фиг. 10.21 приведены кривые вращающего асинхронного (кривая 2) и синхронного (кривая 1) моментов для синхронного электродвигателя, применяемого в магнитном тахометре. Асинхронный момент возникает от намагничивания ротора и индукционных токов в беличьем колесе ротора.

4. Электрические тахометры постоянного тока

Общие замечания. Электрический тахометр постоянного тока состоит из датчика, соединительных проводов и указателя (измерителя). Датчиком является генератор постоянного тока, приводимый во вращение от распределительного вала авиационного двигателя. Напряжение, возникающее на зажимах генератора, пропорционально скорости вращения и может быть измерено каким-либо вольтметром, проградуированным в об/мин. Обычно в качестве указателей применяются магнитоэлектрические приборы как наиболее чувствительные. Возможно применение указателей других систем, например электронно-лучевых трубок.

Датчики тахометров выполняются как генераторы с независимым возбуждением от постоянного магнита или электромагнита.

Электрические тахометры постоянного тока обладают рядом таких преимуществ, как простота конструкции, широкий диапазон измеряемых скоростей, равномерность шкалы и др. Однако наличие коллектора и трущихся контактов (щеток) с непостоянным сопротивлением требует тщательного ухода за ними в условиях эксплуатации и не обеспечивает постоянства показаний прибора. Боль-

шим недостатком приборов этого типа является искрообразование на коллекторе, что может привести к пожару, а также является источником помех радиоприему на самолете.

Показания тахометров постоянного тока зависят от постоянства магнитных свойств постоянных магнитов датчика (для генераторов с возбуждением от постоянного магнита) и указателя, а также от постоянства сопротивлений электрической цепи. Старение магнитов и размагничивание при вибрациях и нагреве могут привести к искажению показаний приборов. Поэтому следует применять магниты с большой коэрцитивной силой.

Температурная зависимость магнитной индукции в зазоре компенсируется специальным термомагнитным шунтом. Если генератор имеет независимое возбуждение от электромагнита, то напряжение, питающее обмотку возбуждения, должно поддерживаться строго постоянным. Для компенсации температурной зависимости сопротивления электрической цепи тахометра применяются специальные схемы компенсации.

Основные соотношения. При движении проводника в равномерном магнитном поле в нем на основании закона электромагнитной индукции индуктируется э. д. с., пропорциональная числу n оборотов в минуту, т. е.

$$E = cn \ [в], \qquad (10.47)$$

где $c = \frac{pN}{60a} \Phi \cdot 10^{-8}$ — постоянная генератора;

p — число пар полюсов;
a — число параллельных ветвей;
N — число проводников обмотки якоря;
Φ — магнитный поток.

Так как поток Φ возбуждения генератора с изменением температуры может изменяться, то даже при наличии идеального измерителя тахометр постоянного тока будет обладать температурными погрешностями. Для компенсации этих погрешностей применяются термомагнитные шунты. Если обеспечить постоянство Φ, то индуктируемая э. д. с. будет пропорциональна скорости вращения.

Как уже было упомянуто, в тахометрах постоянного тока в качестве указателей применяются магнитоэлектрические приборы. Для того чтобы на величину напряжения генератора не оказывала влияния реакция якоря, указатель должен потреблять незначительную мощность, т. е. генератор тахометра должен работать в режиме холостого хода.

Если в качестве указателя применяется магнитоэлектрический вольтметр, то вращающий момент его подвижной системы

$$M_{вр} = \frac{wlBid}{10 \cdot 981} \ [Гсм], \qquad (10.48)$$

где B — магнитная индукция в зазоре в $гс$;
i — сила тока в рамке в a;

w — число витков катушки;
l — активная длина проводников рамки в $см$;
d — ширина катушки в $см$.

Входящие в это выражение величины w, l, d — постоянны, а величины B и i являются переменными (в отношении зависимости от температуры внешней среды). Компенсация погрешностей, вызванных изменением величин B и i с изменением температуры, осуществляется при помощи специальной схемы.

Если противодействующий момент указателя, создаваемый пружинами, пропорционален углу α поворота рамки, т. е.

$$M_п = c\alpha, \qquad (10.49)$$

где c — коэффициент упругости пружины, то при равновесии получим

$$\alpha c = \frac{Biwld}{10 \cdot 981}$$

или

$$\alpha = c'i. \qquad (10.50)$$

При изменении температуры среды коэффициент упругости пружин изменяется, но это не сказывается на показаниях прибора, так как это изменение компенсируется соответствующим изменением индукции B.

Если в формуле (10.50) вместо силы тока i подставить его значение через э. д. с. E, то получим

$$\alpha = c_1 n, \qquad (10.51)$$

где

$$c_1 = \frac{p}{a}\frac{N}{6}\frac{wld}{kR}\Phi B \cdot 10^{-13}.$$

Здесь R — полное сопротивление цепи генератора и указателя.

5. Электрические тахометры переменного тока

Общие замечания. Электрический тахометр переменного тока состоит из датчика — генератора переменного тока, соединительных проводов и указателя. Обычно генераторы имеют неподвижную статорную обмотку и получают возбуждение от вращающегося постоянного магнита[1] или металлического ротора. В качестве указателей в тахометрах переменного тока применяются индукционные, ферродинамические, электромагнитные, тепловые и детекторные приборы, служащие для измерения пропорциональных скорости вращения, напряжения или частоты. Так как частота пе-

[1] Применяются также тахометры, в которых статорная обмотка и постоянный магнит неподвижны, а магнитный поток изменяется при помощи железного коммутатора.

ременного тока, получаемого от генератора, пропорциональна скорости вращения и не зависит от других факторов, то в качестве указателей часто применяются приборы, измеряющие только частоту (частотомеры). Применение частотомеров целесообразно потому, что их показания не зависят от колебаний напряжения.

Тахометры выполняются однофазными и двухфазными. Двухфазные тахометры позволяют измерять скорость вращения и определять направление вращения. Однофазные тахометры измеряют только скорость вращения.

Основным недостатком тахометров переменного тока является то, что измерители переменного тока не являются достаточно чувствительными. Поэтому датчики тахометров приходится выполнять повышенной мощности, которую можно получить при малых габаритах генератора только за счет большой скорости вращения ротора. Все это усложняет конструкцию и эксплуатацию тахометров.

Генератор тахометра переменного тока имеет такие же температурные погрешности, как и генератор тахометра постоянного тока.

Преимуществами тахометров переменного тока являются отсутствие коллектора и щеток, простота конструкции, независимость показаний от колебаний напряжения при применении частотомеров в качестве указателей и т. д.

Основные соотношения. Если надлежащими конструктивными мерами обеспечено получение синусоидальной магнитной индукции, то амплитуда индуктированной в обмотке тахогенератора э. д. с.

$$E_m = \frac{B_m l \pi D w n}{60} 10^{-8} \ [в], \qquad (10.52)$$

где B_m — амплитуда переменной магнитной индукции в *гс*;
l и w — активная длина (в *см*) и число проводников соответственно;
D — диаметр ротора генератора в *см*;
n — скорость вращения в об/мин.

Если обозначить через $\Phi_m = \frac{B_m \pi D l}{2p}$ — поток полюсов, $2p$ — число полюсов и E — эффективное значение напряжения, то

$$E = \frac{\sqrt{2}\Phi_m p n w}{60} 10^{-8} \ [в]. \qquad (10.53)$$

Здесь, как и в тахометрах постоянного тока, зависимость потока от температуры среды приводит к температурным погрешностям, поэтому следует применять термокомпенсацию.

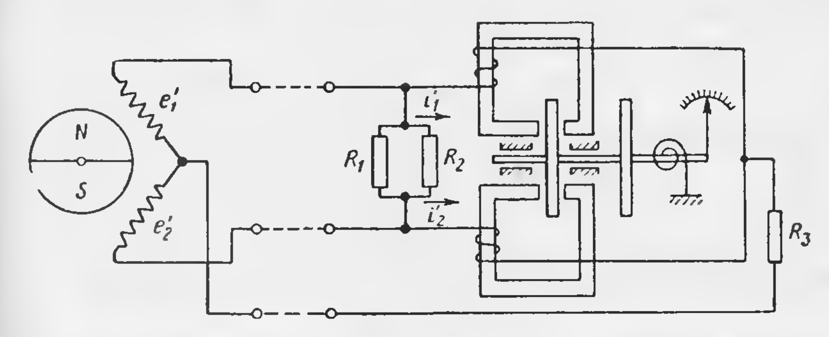
Если указатель тахометра измеряет не напряжение, а частоту, связанную с числом оборотов n зависимостью

$$f = \frac{pn}{60}, \qquad (10.54)$$

то упомянутых погрешностей не будет.

Одной из основных проблем для тахометров переменного тока является компенсация температурных погрешностей в измерителях. Если для измерения применяется индукционный прибор, то основным источником температурных погрешностей будет изменение сопротивления подвижного элемента — диска. Компенсация этих погрешностей осуществляется подбором материала диска и применением специальной схемы компенсации.

Рассмотрим более детально соотношения для двухфазного тахометра с индукционным указателем. Обычно в двухфазных генераторах обмотки располагаются под углом в 90° (в общем случае пред-



Фиг. 10. 22. Принципиальная схема тахометра с индукционным указателем.

положим, что обмотки расположены под углом сдвига фаз φ) и индуктируемые в них э. д. с. имеют вид

$$\left.\begin{aligned} e'_1 &= E_m \sin \omega t; \\ e'_2 &= E_m \sin(\omega t - \varphi), \end{aligned}\right\} \qquad (10.55)$$

где величина E_m определяется по формуле (10.52); $\omega = 2\pi f$ — круговая частота; t — время.

При наличии э. д. с. e_1' и e_2' в цепи прибора (фиг. 10.22) появятся токи i_1' и i_2'. При протекании этих токов в катушках указателя будут созданы потоки

$$\left.\begin{aligned} \Phi_1 &= \Phi_{1m} \sin \omega t; \\ \Phi_2 &= \Phi_{2m} \sin(\omega t - \varphi), \end{aligned}\right\} \qquad (10.56)$$

пронизывающие диск. Благодаря этому в диске будут индуктироваться э. д. с. согласно соотношениям

$$\left.\begin{aligned} e_1 &= -\frac{d\Phi_1}{dt} 10^{-8} = -\omega \Phi_{1m} 10^{-8} \cos \omega t; \\ e_2 &= -\frac{d\Phi_2}{dt} 10^{-8} = -\omega \Phi_{2m} 10^{-8} \cos(\omega t - \varphi). \end{aligned}\right\} \qquad (10.57)$$

Если ввести некоторое среднее значение сопротивления Z диска вихревым токам, то

$$\left.\begin{aligned} i_1 &= \frac{e_1}{Z} = -\frac{\omega\Phi_{1m}10^{-8}}{|Z|}\cos(\omega t - \varphi_1); \\ i_2 &= \frac{e_2}{Z} = -\frac{\omega\Phi_{2m}10^{-8}}{|Z|}\cos(\omega t - \varphi - \varphi_1), \end{aligned}\right\} \quad (10.58)$$

где

$$|Z| = \sqrt{R^2 + \omega^2 L^2}; \quad \operatorname{tg}\varphi_1 = \frac{\omega L}{R};$$

R — активное сопротивление; L — коэффициент самоиндукции.

Вращающий момент прибора будет

$$M_{\text{вр}} = c\,(i_1\Phi_2 - i_2\Phi_1).$$

Подставляя сюда значения токов и потоков, найдем

$$M_{\text{вр}} = \frac{c\Phi_{1m}\Phi_{2m}10^{-8}\cos\varphi_1\sin\varphi}{|Z|}\,\omega.$$

Легко видеть, что вследствие полной симметрии магнитной системы указателя потоки Φ_{1m} и Φ_{2m} равны друг другу; кроме того,

$$\cos\varphi_1 = \frac{R}{|Z|}.$$

После этого выражение для вращающего момента подвижной системы примет вид

$$M_{\text{вр}} = \frac{c\Phi_m^2 r\sin\varphi 10^{-8}}{R^2 + \omega^2 L^2}\,\omega. \quad (10.59)$$

Отсюда следует, что наибольшее значение вращающего момента будет при угле сдвига фаз $\varphi = \pi/2$. Как было указано, это значение угла сдвига фаз в применяемых конструкциях и выбирают. Если $R \gg \omega L$, то, что весьма желательно, момент будет пропорциональным круговой частоте ω (и, следовательно, числу оборотов n). Обычно параметры магнитопроводов выбирают так, чтобы уже при малых угловых скоростях наступило насыщение, т. е. $\Phi_m = \text{const}$. Таким образом, при учете всех замечаний, получим

$$M_{\text{вр}} = c_1 n, \quad (10.60)$$

где

$$c_1 = \frac{c\Phi_m^2 10^{-8}}{R}.$$

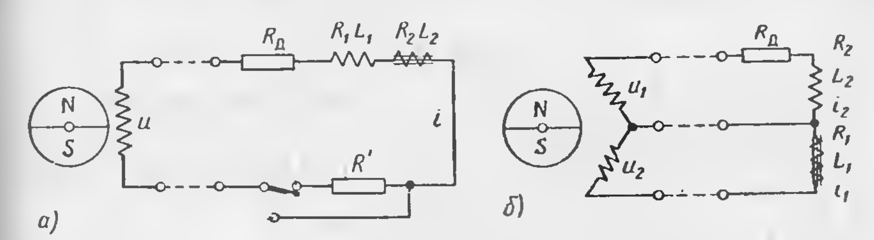
Если противодействующий момент пропорционален углу закручивания α спиральной пружины, т. е. $M_в = c\alpha$, то

$$\alpha = c_1' n, \quad (10.61)$$

и шкала прибора может быть выполнена равномерной.

Следует отметить, что при малых угловых скоростях поток не остается постоянным и равномерность шкалы нарушается. При больших угловых скоростях нельзя пренебрегать индуктивным сопротивлением диска по сравнению с его активным сопротивлением, т. е. в этом случае равномерность шкалы опять нарушается. Таким образом, соотношение (10.60) остается справедливым в ограниченном диапазоне угловых скоростей.

Теперь рассмотрим соотношения для тахометров переменного тока с ферродинамическими указателями, называемых *ферродинамическими тахометрами*. Подобные приборы нередко применяются для измерения скорости вращения газотурбинных двигателей.



Фиг. 10.23. Принципиальная схема тахометра с ферродинамическим указателем. *а*—однофазного, *б*—двухфазного.

В качестве датчиков в ферродинамических тахометрах применяются однофазные или двухфазные генераторы переменного тока, а указателями служат ферродинамические приборы с последовательно или параллельно соединенными подвижной и неподвижной рамками. На фиг. 10.23, *а* и *б* приведены схемы однофазного и двухфазного ферродинамических тахометров.

Для однофазного ферродинамического тахометра (см. фиг. 10.23, *а*) средний вращающий момент указателя

$$M_{\text{ср}} = c_1 i^2, \quad (10.62)$$

где c_1 — коэффициент пропорциональности, зависящий от размеров рамок, профиля воздушного зазора и др.;

i — сила тока в катушках, определяемая из соотношения

$$i = \frac{u}{\sqrt{R^2 + \omega^2 L^2}}.$$

В этом соотношении u — напряжение на зажимах тахогенератора; $R = R_1 + R_2 + R_д$; $L = L_1 + L_2$; R_1, R_2, L_1, L_2 — активные сопротивления и коэффициенты самоиндукции подвижной и неподвижной рамок указателя; ω — круговая частота.

Так как напряжение u на зажимах генератора пропорционально скорости вращения, а следовательно, и частоте, т. е. $u = k_1\omega$, то среднее значение момента будет

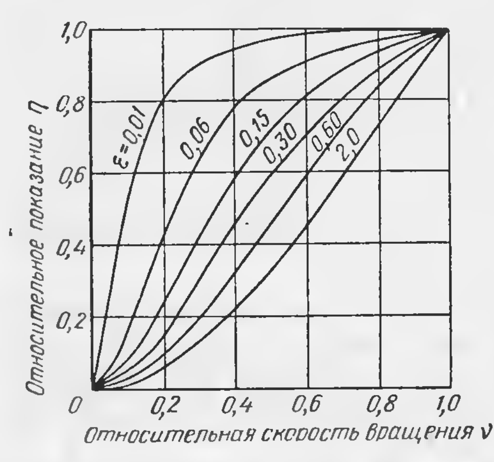
$$M_{\text{ср}} = c'\,\frac{\omega^2}{R^2 + \omega^2 L^2}. \quad (10.63)$$

Если противодействующий момент указателя взять в виде $M_п = c\alpha$, то при равновесии получим

$$\alpha = k' \frac{\omega^2}{R^2 + \omega^2 L^2}. \qquad (10.64)$$

Отсюда следует, что шкала прибора неравномерна.

Для оценки степени неравномерности шкалы в выражение (10.64) введем вместо размерных величин безразмерные. Заметим, что максимальной измеряемой скорости вращения будут соответствовать ω_{max} и α_{max}. Вводя обозначения $\eta = \frac{\alpha}{\alpha_{max}}$ и $\nu = \frac{\omega}{\omega_{max}}$, вместо выражения (10.64) получим



Фиг. 10.24. Зависимость показаний тахометра от скорости вращения.

$$\eta = (1 + \varepsilon) \frac{\nu^2}{\varepsilon + \nu^2}, \qquad (10.64')$$

где

$$\varepsilon = \frac{R^2}{\omega^2 L^2}.$$

На фиг. 10.24 приведены кривые зависимости η от ν для разных значений параметра ε. Как можно видеть, при малых скоростях вращения шкала прибора приближается к квадратичной, а при больших скоростях вращения шкала становится затухающей. В среднем диапазоне измеряемых скоростей в зависимости от величины параметра ε имеется участок, где зависимость η от ν близка к линейной. Очевидно, что параметры прибора целесообразно выбирать из условия, при котором зависимость $\eta = \eta(\nu)$ наименее уклоняется от прямой линии. Для этой цели приходится задаваться соответствующим значением параметра ε, изменяя при этом активное сопротивление цепи. Включение добавочного сопротивления $R_д$ (см. фиг. 10.23) служит, в частности, этой цели. Вместе с тем сопротивление $R_д$, будучи выполненным из материала с нулевым температурным коэффициентом, позволяет уменьшить температурный коэффициент прибора.

Выпрямление шкалы, как это следует из формулы (10.64), можно осуществить также путем выбора коэффициента k', который, как известно, является функцией угла поворота подвижной системы прибора.

Установим соотношения для ферродинамического тахометра с двухфазным генератором (см. фиг. 10.23, *б*). Если i_1 и i_2 — силы токов в катушках указателя, то вращающий момент

$$M_{вр} = c_1 i_1 i_2. \qquad (10.65)$$

Силы токов i_1 и i_2 можно выразить через фазовые напряжения $u_1 = u_{1m} \sin \omega t$ и $u_2 = u_{2m} \sin(\omega t - \varphi)$ и сопротивления цепей

$$\left.\begin{aligned} i_1 &= \frac{u_{1m} \sin(\omega t + \psi_1)}{\sqrt{R_1^2 + \omega^2 L_1^2}}; \\ i_2 &= \frac{u_{2m} \sin(\omega t - \varphi + \psi_2)}{\sqrt{(R_2 + R_д)^2 + \omega^2 L_2^2}}, \end{aligned}\right\} \qquad (10.66)$$

где ψ_1 и ψ_2 — фазовые сдвиги токов по отношению к соответствующим напряжениям. Подставляя выражение (10.66) в формулу (10.65) и осредняя момент по времени, получим

$$M_{ср} = \frac{c_1}{2} \frac{u_{1m} u_{2m} \cos(\psi_1 - \psi_2 + \varphi)}{\sqrt{R_1^2 + \omega^2 L_1^2} \sqrt{(R_2 + R_д)^2 + \omega^2 L_2^2}}. \qquad (10.67)$$

Подбирая параметры прибора из условий $R_1 \ll \omega L_1$, $R_2 + R_д \gg \omega L_2$, найдем

$$\psi_1 = \frac{\pi}{2}; \quad \psi_2 = 0.$$

При этих условиях выражение (10.67) примет вид

$$M_{ср} = \frac{c_1}{2} \frac{u_{1m} u_{2m} \cos\left(\varphi - \frac{\pi}{2}\right)}{\omega L_1 (R_2 + R_д)}. \qquad (10.67')$$

Если

$$\varphi = \frac{\pi}{2}; \quad u_{1m} = k_1 \omega; \quad u_{2m} = k_2 \omega,$$

то

$$M_{ср} = c' \omega.$$

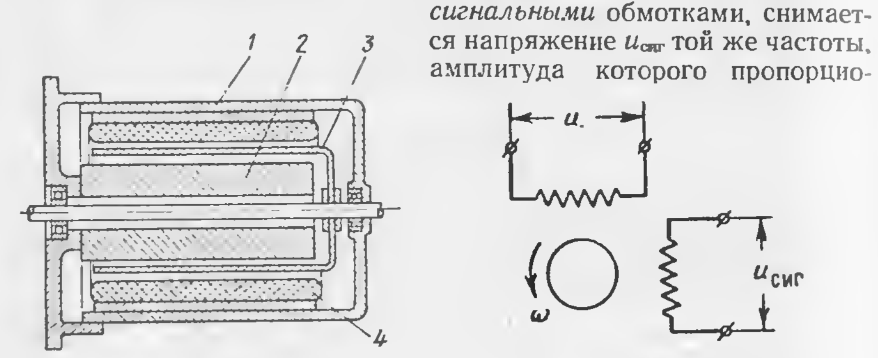
Из этого соотношения видно, что шкала прибора равномерна.

На малых скоростях вращения шкала будет неравномерной, так как неравенство $R_1 \ll \omega L_1$ оказывается неточным. Во всяком случае, в значительном диапазоне измеряемых скоростей вращения шкалу прибора можно сделать равномерной.

Среди тахометров переменного тока особое место занимают индукционные тахометры. Тахогенератор такого прибора представляет собой электрическую машину асинхронного типа, состоящую из внешнего *1* и внутреннего *2* магнитопроводов, в зазоре между которыми располагается алюминиевый тонкостенный цилиндр *3*, выполняющий роль ротора (фиг. 10.25).

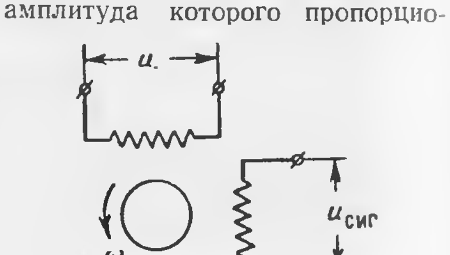
На внешнем магнитопроводе расположены две раздельные взаимно-перпендикулярные обмотки *4*. На внутреннем магнитопроводе обмотки нет. Возможно также обратное расположение обмоток, т. е. на внутреннем магнитопроводе, при этом внешний магнитопровод будет без обмоток.

К одной паре обмоток статора (фиг. 10.26) подводится напряжение u частотой 400 *гц*, а со второй пары обмоток, называемых *сигнальными* обмотками, снимается напряжение $u_{сиг}$ той же частоты, амплитуда которого пропорцио-



Фиг. 10.25. Конструктивная схема индукционного тахогенератора.

1—внешний магнитопровод. *2*—внутренний магнитопровод. *3*—ротор. *4*—обмотки статора.



Фиг. 10.26. Принципиальная схема индукционного тахометра.

нальна скорости ω вращения полого ротора. При неподвижном роторе и полной электрической и магнитной симметрии статора напряжение в сигнальной обмотке не индуктируется.

При вращении ротора в нем за счет обмотки возбуждения наводится переменная э. д. с. той же частоты, что и частота питания (например, 400 *гц*). Возникающие в роторе токи будут создавать магнитное поле, которое наводит в сигнальной обмотке э. д. с., пропорциональную скорости вращения ротора. Частота этой э. д. с. также будет равна 400 *гц*.

Индукционные тахометры оказываются особенно ценными в системах автоматического управления.

Глава XI

ТОПЛИВОМЕРЫ

1. Общие сведения

Приборы, предназначенные для измерения объемного или весового количества жидкого горючего (керосин, бензин), называются *топливомерами*. К этой группе приборов относятся масломеры, служащие для измерения количества масла на самолете, которые также будут рассмотрены в настоящей главе.

Для устройства топливомеров можно использовать любое физическое явление, в котором уровень (или давление) столба горючего однозначно связан с каким-либо динамическим эффектом. В настоящее время применяются топливомеры, основанные на различных принципах. Классификацию топливомеров будем производить по принципу действия их чувствительного элемента. Таким образом, топливомеры бывают: 1) поплавковые, основанные на измерении уровня (объема) горючего при помощи плавающего на поверхности горючего поплавка, 2) манометрические, основанные на измерении давления (веса) столба горючего при помощи манометра; 3) электрические, основанные на воздействии сигналов, связанных с уровнем или давлением топлива, на параметры электрических цепей.

Поплавковые топливомеры, в свою очередь, в зависимости от способа преобразования положения поплавка в величину, удобную для измерения, разделяются на поплавковые механические, поплавковые гидравлические и поплавковые электрические.

Следует иметь в виду, что поплавковые топливомеры измеряют объемное количество, а манометрические — весовое количество топлива. Так как количество топлива принято выражать в объемных единицах (литрах), то показания манометрических топливомеров будут правильны только для топлива определенного удельного веса.

Так как баки самолета находятся на значительном расстоянии от приборной доски, то топливомеры должны быть дистанционными. Этому условию целиком удовлетворяют электрические топливомеры. Поплавковые механические и гидравлические топливомеры обладают ограниченной дистанционностью, поэтому почти не при-

меняются. Наибольшее распространение получили электрические топливомеры, обладающие достаточной точностью показаний, постоянством действия и дистанционностью.

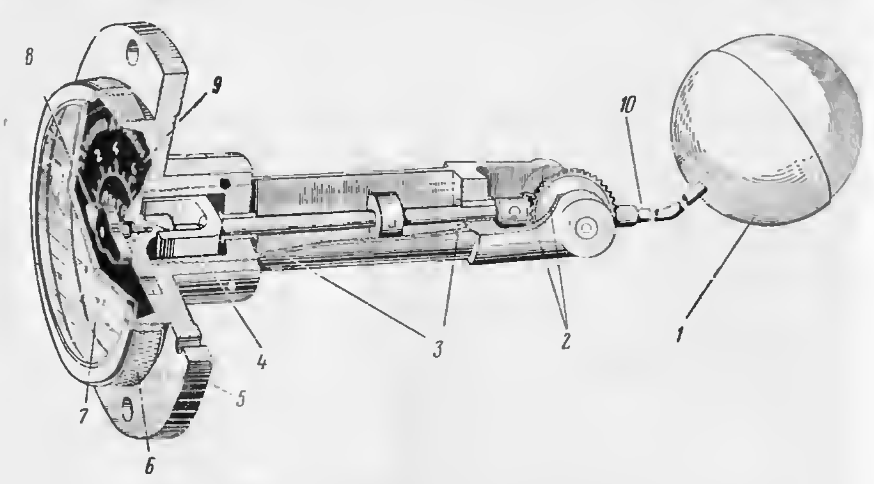
Погрешности топливомеров не должны превышать 2—3% от фактического запаса топлива в баках.

Показания всех топливомеров правильны только в том случае, когда самолет находится в горизонтальном полете без крена и летит без ускорений. Во всех других случаях в показаниях топливомеров появятся погрешности.

Запас топлива на современных самолетах чрезвычайно велик и неправильное расходование его из отдельных баков может привести к нарушению центровки самолета. Для устранения опасности нарушения центровки на самолетах устанавливаются специальные автоматы, обеспечивающие выработку топлива из отдельных групп баков по определенной программе. Такие автоматы обычно составляют единую систему с топливомерами.

2. Механические поплавковые топливомеры

Как уже было указано, поплавковые топливомеры основаны на определении уровня (объема) топлива (жидкости) в баке посредством плавающего на поверхности поплавка. Перемещение поплав-



Фиг. 11. 1. Поплавковый топливомер.

1—поплавок, *2*—конические зубчатые колеса, *3*—направляющие, *4*—ведущий магнит, *5*—корпус, *6*—крышка, *7*—стекло, *8*—стрелка-магнит, *9*—шкала, *10*—рычаг.

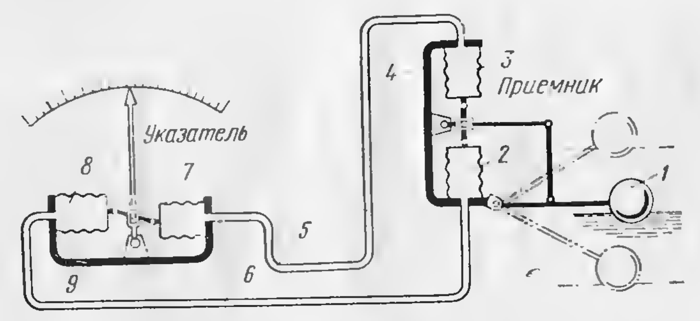
ка в соответствии с изменением уровня жидкости может быть измерено непосредственно или преобразовано в электрический сигнал.

В авиации находят применение недистанционные поплавковые топливомеры, устройство которых показано на фиг. 11. 1. Особенностью приборов этого типа является применение специальной магнитной передачи, обеспечивающей герметичность бака. Основными элементами топливомера являются: поплавок *1*, рычаг *10*, пара конических зубчатых колес *2*, подковообразный магнит *4*, магнит-стрелка *8* и шкала *9*. При изменении уровня жидкости в баке поплавок через рычаг, пару конических зубчатых колес и ось поворачивает подковообразный магнит. Магнит отделен перегородкой от магнита-стрелки и взаимодействует с ней. Таким образом, магнит-стрелка поворачивается в соответствии с поворотом магнита, т. е. в соответствии с изменением уровня жидкости в баке.

Недистанционные поплавковые топливомеры применяются иногда на одноместных самолетах для измерения количества топлива в крыльевых баках. При этом шкала прибора выводится в верхнюю часть плоскости; наблюдение за прибором производится через вырез, закрываемый плексигласом. Эти приборы применяются также для измерения на земле количества топлива в подвесных баках самолета, а также для измерения на самолете количества масла, спирта, жидкого кислорода и других жидкостей.

3. Гидравлические поплавковые топливомеры

Гидравлические поплавковые топливомеры основаны на принципе передачи положения поплавка, плавающего на поверхности топлива в баке, на указатель при помощи специальной гидравлической передачи (фиг. 11. 2).



Фиг. 11. 2. Схема гидравлического топливомера.

1—поплавок, *2, 3, 7, 8*—сильфоны, *4, 9*—основания, *5, 6*—трубопроводы.

Как видно из принципиальной схемы фиг. 11. 2, прибор состоит из указателя и приемника. В корпусе приемника и указателя имеются по два сильфона *2, 3* и *7, 8*. Связь сильфонов указателя и приемника осуществляется при помощи трубопроводов *5* и *6*. Внутренние полости сильфонов и трубопроводов заполнены специальной передающей жидкостью (лигроин, керосин).

Работа прибора заключается в следующем. Если количество топлива в баке изменяется, то поплавок *1* будет перемещаться, при этом один из сильфонов приемника будет расширяться, а второй сжиматься. Благодаря связи сильфонов приемника и указателя сильфоны указателя будут расширяться и сжиматься в соответствии со сжатием и расширением сильфонов приемника. Сильфоны указателя связаны со стрелкой прибора через специальную рычажную передачу дифференциального типа.

Применение двух пар сильфонов и дифференциального рычага обеспечивает компенсацию температурных погрешностей, появляющихся при расширении передающей жидкости от изменения температуры окружающей среды. Легко видеть, что для полной температурной компенсации объемы жидкости в сильфонах и трубопроводах должны быть одинаковыми. Действительно, перемещение стрелки прибора будет определяться разностью объемов v_1 и v_2, где v_1— объем жидкости в сильфонах *3* и *7* и трубопроводе *5*, а v_2 — объем жидкости в сильфонах *2* и *8* и трубопроводе *6*. Эти объемы жидкости будут зависеть от температуры окружающей среды ϑ:

$$v_1=v_{10}(1+\alpha\vartheta)$$

и

$$v_2=v_{20}(1+\alpha\vartheta),$$

где α — коэффициент расширения жидкости. Таким образом, если удовлетворить условию

$$v_{10}=v_{20},$$

то разность объемов $v_1—v_2$, а следовательно, и температурная погрешность будут равны нулю.

Гидравлические топливомеры могут найти применение на одноместных самолетах, например, они иногда применяются на истребителях для измерения количества топлива в фюзеляжном баке.

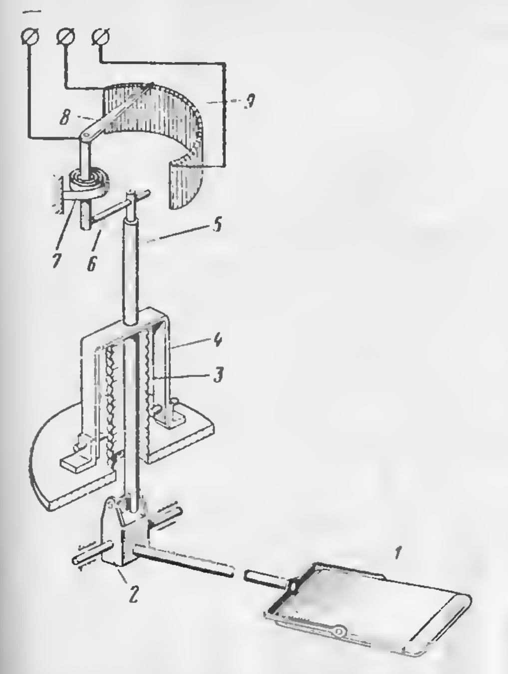
Гидравлические топливомеры имеют простую конструкцию, обладают достаточной вибропрочностью и дают автоматические показания. В этом их преимущество перед другими типами топливомеров, например, перед механическими. Однако наличие трубопроводов, подвергаемых повреждениям, ограниченная дистанционность и громоздкость системы для самолета с несколькими баками являются причиной малого распространения этих приборов.

4. Электрические поплавковые топливомеры с реостатным датчиком

Общие замечания. Как уже было упомянуто, электрические поплавковые топливомеры с реостатным датчиком основаны на принципе преобразования изменения положения поплавка в изменение электрического сопротивления реостата (фиг. 11.3). При изменении уровня жидкости в баке поплавок *1* через коромысло *2*,

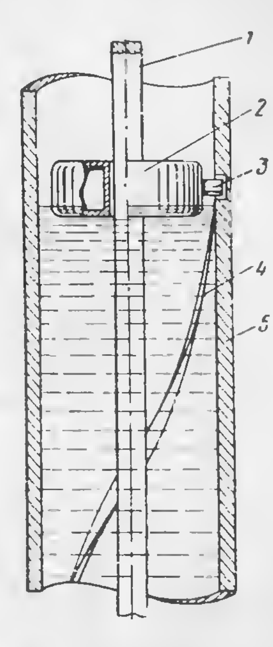
рычаг *5* и поводок *6* перемещает движок *8* по реостату *9*. Для герметизации внутреннего пространства бака применен сильфон *3*.

Электрические поплавковые топливомеры с реостатным датчиком получили широкое распространение вследствие своей сравнительно простой конструкции. Однако выявившиеся в условиях эксплуатации недостатки топливомеров этого типа, в особенности при



Фиг. 11. 3. Кинематическая схема датчика электрического поплавкового топливомера.

1—поплавок, *2*—коромысло, *3*—сильфон, *4*—стойка, *5*—рычаг, *6*—поводок, *7*—пружина, *8*—движок, *9*—реостат.



Фиг. 11. 4. Схема датчика топливомера с вертикальным перемещением поплавка.

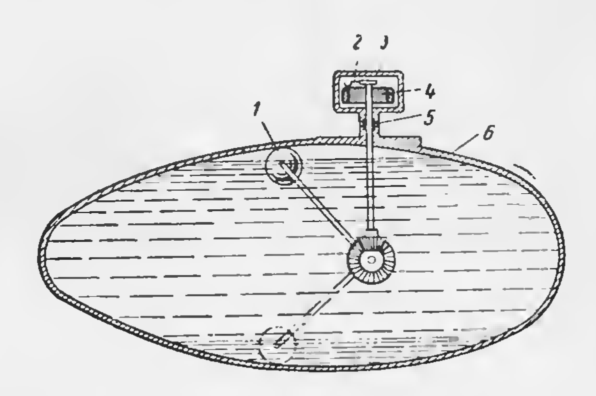
1—стержень квадратного сечения, *2*—поплавок, *3*—палец, *4*—паз, *5*—труба.

применении их на скоростных самолетах, явились причиной разработки емкостных топливомеров, описанных в разд. 5.

Электрический поплавковый топливомер состоит из датчика реостатного типа, включаемого обычно в мостиковую схему, и указателя логометрического типа.

В датчиках для низких и широких баков перемещение поплавка передается на реостат посредством рычажной передачи, как это показано на фиг. 11.3. В высоких и узких баках применение таких датчиков затруднительно, поэтому используются датчики с вертикальным перемещением поплавка (фиг. 11.4). Такой датчик состоит

из трубы 5 со спиральным пазом 4 и поплавка 2 с пальцем 3, свободно сидящего на стержне квадратного сечения 1, который может свободно поворачиваться в подшипниках. При изменении уровня жидкости поплавок 2 перемещается вверх и вниз, а связанный с ним палец 3 скользит в спиральном пазу 4. В результате поплавок совершает спиральное движение, а стержень 1 поворачивается вокруг своей оси. Очевидно, что угол поворота стержня пропорционален вертикальному перемещению поплавка, т. е. изменению уровня жидкости.



Фиг. 11. 5. Датчик топливомера.

1—поплавок. 2—движок потенциометра. 3—корпус. 4—потенциометр. 5—сальник. 6—бак.

В качестве указателей в топливомерах применяются магнитоэлектрические логометры с подвижными рамками. В приборах этого типа изменением профиля поля можно получить требуемый закон шкалы, что имеет большое значение для топливомеров.

В и д ы с в я з и п о п л а в к а с р е о с т а т о м. Связь поплавка с реостатом или другим датчиком дистанционной передачи должна обеспечивать однозначное соответствие положений поплавка и движка реостата. Так как поплавок находится в баке, а реостат вне бака (в целях предупреждения попадания в него паров топлива), то связь должна быть такой, чтобы наряду с обеспечением однозначного соответствия получить достаточную герметичность.

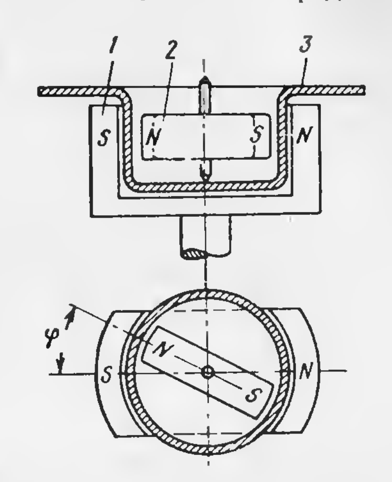
Имеется несколько видов связи поплавка с реостатом.

В ранних конструкциях топливомеров передача движения от поплавка 1 к движку потенциометра 2 осуществлялась посредством рычажной передачи и пары конических зубчатых колес (фиг. 11.5). При наличии сальника 5 потенциометр предохранялся от попадания в него паров топлива. Но такая конструкция не всегда обеспечивает достаточную герметичность, а возникающее в сальнике трение вызывает большие погрешности прибора.

Другим видом связи является рычажная передача (см. фиг. 11.3) с обеспечением герметичности при помощи сильфона 3, который вследствие своей эластичности не препятствует повороту рычага 5. Рычаг связан с движком 8 через поводок 6. Постоянное соприкосновение движка с рычагом обеспечивается пружиной 7. Этот вид связи поплавка с реостатом является более совершенным, чем предыдущий. Здесь нарушение герметичности может произойти только при наличии трещин в сильфоне, а погрешность передачи при эластичном сильфоне может быть достаточно малой.

Связь поплавка с потенциометром посредством магнитной передачи (фиг. 11.6) является наиболее совершенной в отношении герметичности. Однако в данном случае возможно значительное рассогласование между положениями поплавка и движка реостата, причем угол рассогласования будет тем больше, чем больше трение движка по реостату и трение в опорах ведомого магнита.

Как видно из фиг. 11.6, магнитная передача состоит из ведущего колоколообразного магнита 1 и ведомого прямоугольного магнита 2. Оси вращения обоих магнитов совпадают. Магниты разделены диамагнитной стенкой 3.



Фиг. 11.6. Схема магнитной связи поплавка с движком потенциометра.

1—ведущий магнит. 2—ведомый магнит. 3—диамагнитная стенка.

При повороте ведущего колоколообразного магнита будет поворачиваться ведомый магнит, причем момент вращения, действующий на магнит 2, будет

$$M = mH \sin \varphi, \qquad (11.1)$$

где H — напряженность поля магнита 1, принимаемая равномерной;
φ — угол рассогласования;
$m = 2lm_1$ — магнитный момент магнита 2;
m_1 — магнитная масса одного полюса;
l — расстояние между полюсами. При $\varphi = 0$ момент M обращается в нуль.

Если момент трения в опорах ведомого магнита и трения движка по реостату равен $M_{тр}$, то угол рассогласования $\varphi_{тр}$ определится из соотношения

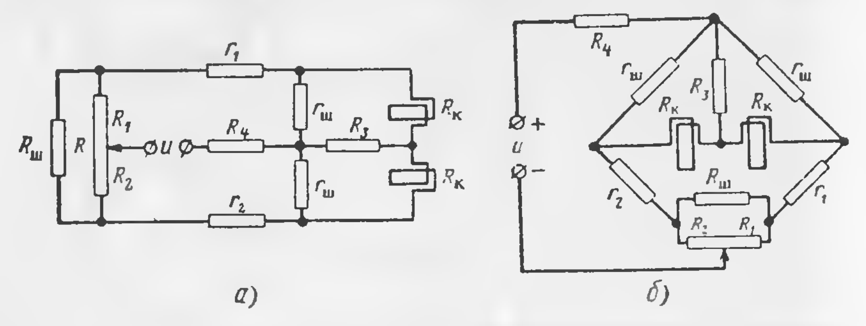
$$mH \sin \varphi_{тр} = M_{тр}$$

или, так как для малых углов $\sin\varphi \approx \varphi$,

$$\varphi_{\text{тр}} = \frac{M_{\text{тр}}}{Hm}. \qquad (11.2)$$

Таким образом, для уменьшения погрешности магнитной передачи следует увеличивать напряженность поля ведущего магнита *1*, магнитный момент ведомого магнита *2* и уменьшать момент трения.

Возможные схемы электрических поплавковых топливомеров. В электрических схемах поплавковых топливомеров происходит преобразование изменения сопротивления реостата, пропорционального изменению уровня топлива, в изменение силы тока или напряжения. Для этой цели применяются схемы делителей тока и напряжения и мостиковые схемы. При этом во всех случаях в качестве указателей применяются логометрические приборы. Измерительные схемы в поплавковых топливомерах должны удовлетворять следующим условиям: 1) обладать достаточной чувствительностью; 2) обеспечивать компенсацию температурных инструментальных погрешностей; 3) обеспечивать измерение количества топлива в каждом баке в отдельности и суммарное количества топлива в группе баков; 4) обеспечивать сигнализацию критического остатка топлива в баках.



Фиг. 11.7. Принципиальная схема соединения датчика топливомера с указателем.

Схемы делителей тока и напряжения просты и обладают достаточной чувствительностью, но в них не обеспечивается компенсация температурных погрешностей (гл. III, разд. 2), поэтому они применяются редко. Для устранения температурных погрешностей схемы делителей тока и напряжения приходится усложнять, при этом получаем мостиковые схемы.

На фиг. 11.7, *а* приведена одна из возможных схем соединения датчика электрического поплавкового топливомера с указателем. В этой схеме R и шунтирующее сопротивление $R_ш$ — сопротивления датчика, причем сопротивление $R_ш$ служит для согласования схемы с логометром. Легко видеть, что схема *а* эквивалентна мостиковой схеме *б*. В рассматриваемой схеме определенный выбор сопротивлений R, $R_ш$, r_1, r_2, R_4 и $r_ш$, выполненных из материала с нулевым температурным коэффициентом (манганин, константан) и сопротивления R_3 из медной проволоки позволяет устранить температурные погрешности прибора, появление которых связано с изменением сопротивлений рамок $R_к$ при изменении температуры окружающей среды.

Чтобы выяснить назначение каждого из сопротивлений схемы, следует произвести анализ зависимости отношения токов в рамках логометра от параметров схемы.

Если составить уравнения Кирхгофа для схемы, решить их относительно токов i_1 и i_2 в рамках логометра и затем разделить i_1 на i_2, то получим следующее выражение:

$$\frac{i_1}{i_2} = \frac{\left(1+\frac{R_к}{r_ш}\right)(R_2' + r_2) + \frac{R_3}{r_ш}(\Delta R + \Delta r) + R_к}{\left(1+\frac{R_к}{r_ш}\right)(R_1' + r_1) - \frac{R_3}{r_ш}(\Delta R + \Delta r) + R_к}, \qquad (11.3)$$

где

$$R_1' = R_1 \frac{R_ш}{R + R_ш};$$

$$R_2' = R_2 \frac{R_ш}{R + R_ш};$$

$$\Delta R = R_2 - R_1;$$

$$\Delta r = r_2 - r_1.$$

Введем следующие обозначения для числителя и знаменателя правой части выражения (11.3)

$$R_{e2} = \left(1+\frac{R_к}{r_ш}\right)(R_2' + r_2) + \frac{R_3}{r_ш}(\Delta R + \Delta r) + R_к;$$

$$R_{e1} = \left(1+\frac{R_к}{r_ш}\right)(R_1' + r_1) - \frac{R_3}{r_ш}(\Delta R + \Delta r) + R_к.$$

Легко видеть, что сопротивления R_{e1} и R_{e2} являются функциями температуры окружающей среды, так как от этой температуры зависят сопротивления $R_к$ и R_3. Поставим задачу такого выбора параметров схемы, чтобы отношение токов в рамках выражения (11.3) не зависело от температуры окружающей среды. Для этого сопротивления R_{e1} и R_{e2} представим в следующем виде:

$$\left.\begin{aligned} R_{e1} &= R_{e10} + \Delta R_{e1}; \\ R_{e2} &= R_{e20} + \Delta R_{e2}, \end{aligned}\right\} \qquad (11.4)$$

где сопротивления ΔR_{e1} и ΔR_{e2} зависят от температуры, а сопротивления R_{e10} и R_{e20} не зависят от нее, причем

$$R_{e10}=\left(1+\frac{R_{к0}}{r_ш}\right)(R_1'+r_1)-\frac{R_{30}}{r_ш}(\Delta R+\Delta r)+R_{к0};$$

$$R_{e20}=\left(1+\frac{R_{к0}}{r_ш}\right)(R_2'+r_2)+\frac{R_{30}}{r_ш}(\Delta R+\Delta r)+R_{к0};$$

$$\Delta R_{e1}=\left[\frac{R_{к0}}{r_ш}(R_1'+r_1)-\frac{R_{30}}{r_ш}(\Delta R+\Delta r)+R_{к0}\right]\alpha\vartheta;$$

$$\Delta R_{e2}=\left[\frac{R_{к0}}{r_ш}(R_2'+r_2)+\frac{R_{30}}{r_ш}(\Delta R+\Delta r)+R_{к0}\right]\alpha\vartheta.$$

Пользуясь выражениями (11.4), получим вместо (11.3)

$$\frac{i_1}{i_2}=\frac{R_{e20}+\Delta R_{e2}}{R_{e10}+\Delta R_{e1}}. \qquad (11.5)$$

Чтобы отношение токов i_1/i_2 не зависело от температуры, следует выполнять условие

$$\frac{R_{e20}}{R_{e10}}=\frac{\Delta R_{e2}}{\Delta R_{e1}} \qquad (11.6)$$

или, если подставить значения величин R_{e10}, R_{e20}, ΔR_{e1} и ΔR_{e2}, то получим

$$R_{к0}=\frac{R_{30}}{r_ш}\left(r_1+r_2+\frac{RR_ш}{R+R_ш}\right). \qquad (11.7)$$

Для выполнения условия (11.7), служат сопротивления r_1, r_2, $r_ш$ и R_{30}. Выражение (11.7) является условием полной температурной компенсации схемы топливомера. В том случае, когда шунтирующее сопротивление $R_ш$ отсутствует ($R_ш=\infty$), условие для выражения полной температурной компенсации упрощается и принимает вид

$$R_к=\frac{R_{30}}{r_ш}(r_1+r_2+R). \qquad (11.7')$$

Из выражения (11.7), а также из схемы фиг. 11.7 следует, что полная температурная компенсация возможна только в мостиковых схемах со взаимно изменяющимися плечами, т. е. тогда, когда выполняется условие

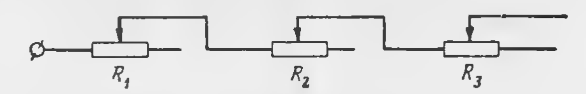
$$r_1+r_2+R=\mathrm{const},$$

где

$$R=R_1+R_2. \qquad (11.8)$$

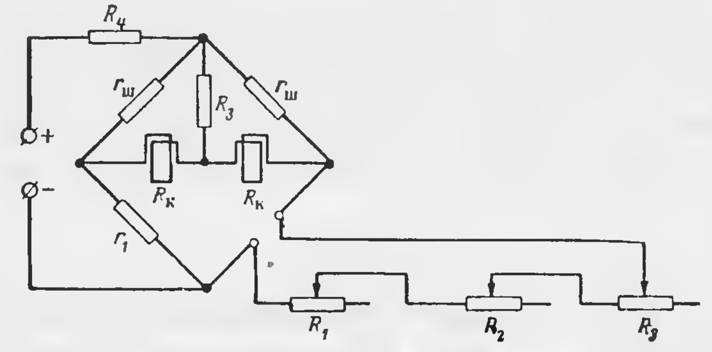
В том случае, когда топливомер должен измерять суммарное количество топлива в нескольких баках, реостатные датчики, размещенные в отдельных баках, соединяются последовательно

(фиг. 11.8). Так как каждое из сопротивлений R_1, R_2 и R_3 пропорционально количеству топлива в соответствующем баке, то суммарное сопротивление пропорционально общему количеству топлива во всех баках.



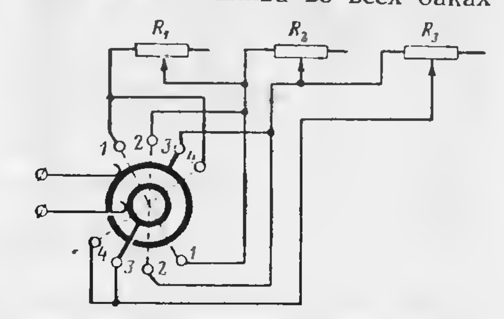
Фиг. 11.8. Схема суммирования количества топлива в нескольких баках.

На фиг. 11.9 показана схема суммирующего топливомера. В этой схеме, как легко видеть, условие (11.8) не выполняется, поэтому получить полную температурную компенсацию невозможно.



Фиг. 11.9. Принципиальная схема суммирующего топливомера.

Суммирующие топливомеры выполняются таким образом, что позволяют измерять суммарное количество топлива во всех баках и количество топлива в каждом баке в отдельности. Для этой цели применяются многополюсные переключатели. На фиг. 11.10 приведена принципиальная схема одного из таких переключателей для случая измерения суммарного количества топлива в трех баках одновременно и в каждом баке в отдельности. Переключатель имеет четыре положения (*1, 2, 3, 4*). В положениях *1, 2* и *3* к схеме подключаются датчики первого, второго или третьего баков, а в положении *4* подключаются последовательно соединенные датчики.



Фиг. 11.10. Схема многополюсного переключателя.

Сигнализация критического остатка топлива осуществляется посредством датчика, замыкающего цепь сигнальной лампочки при достижении в баке определенного уровня топлива.

Характер шкалы топливомера. Если v — объем топлива в баке, а α — угол отклонения подвижной системы указателя, то связь показания прибора с объемом топлива для топливомера дается зависимостью

$$\alpha=f'(v). \tag{11.9}$$

При этом ставится требование, чтобы зависимость (11.9) была однозначной. Чувствительность топливомера определяется соотношением

$$k=\frac{d\alpha}{dv}=f(v). \tag{11.10}$$

Если k — постоянная величина, то шкала прибора равномерна. Обычно при выборе параметров топливомера стремятся к тому, чтобы получить равномерную шкалу, так как при этом упрощается подгонка шкалы, регулирование и градуировка прибора. Для того чтобы составить представление о способах получения заданного закона шкалы топливомера, представим чувствительность топливомера в виде произведения

$$k=k_v k_р k_{сх} k_у, \tag{11.11}$$

где $k_v=\frac{dh}{dv}$ — коэффициент, характеризующий чувствительность бака и определяемый из соотношения $h=f_1(v)$;

h — уровень топлива в баке;

$k_р=\frac{dR}{dh}$ — коэффициент характеризующий чувствительность реостата датчика и определяемый из соотношения $R=f_2(h)$;

R — сопротивление реостата;

$k_{сх}=\frac{d\left(\frac{i_1}{i_2}\right)}{dR}$ — коэффициент, характеризующий чувствительность схемы, причем $\frac{i_1}{i_2}=f_3(R)$;

$\frac{i_1}{i_2}$ — отношение токов в рамках логометра;

$k_у=\frac{d\alpha}{d\left(\frac{i_1}{i_2}\right)}$ — чувствительность указателя;

$$\alpha=f_4\left(\frac{i_1}{i_2}\right).$$

Так как справедливо соотношение

$$k=\frac{dh}{dv}\frac{dR}{dh}\frac{d\left(\frac{i_1}{i_2}\right)}{dR}\frac{d\alpha}{d\left(\frac{i_1}{i_2}\right)}, \tag{11.11'}$$

то зависимость $\alpha=f(v)$ можно сделать линейной даже в том случае, когда зависимости $h=f_1(v)$, $R=f_2(h)$, $\frac{i_1}{i_2}=f_3(R)$, $\alpha=f_4\left(\frac{i_1}{i_2}\right)$ нелинейны.

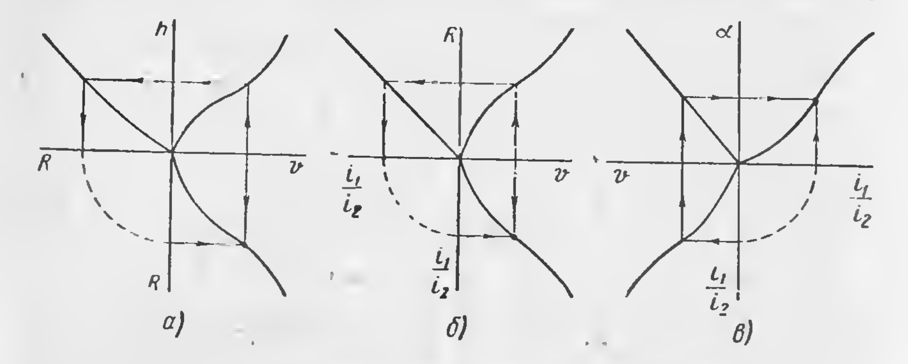
Топливные баки на самолете имеют неправильную форму, поэтому зависимость $h=f_1(v)$ нелинейна. Зависимости $R=f_2(h)$ и $\frac{i_1}{i_2}=f_3(R)$ также в общем случае нелинейны. Если характеристики $f_1(v)$, $f_2(h)$ и $f_3(R)$ считать заданными, то требуемый характер шкалы прибора можно получить путем выбора зависимости $\alpha=f_4\left(\frac{i_1}{i_2}\right)$, изменяя форму полюсных наконечников или сердечника логометра. Полагая в формуле (11.11) $k=\text{const}$, получим

$$k_у=\frac{k}{k_v k_р k_{сх}}. \tag{11.12}$$

Таким образом, определение требуемой зависимости $k_у=\frac{d\alpha}{d\left(\frac{i_1}{v_2}\right)}$ может быть произведено на основе аналитического соотношения (11.12). Так как зависимости $h=f_1(v)$, $R=f_2(h)$ и $\frac{i_1}{i_2}=f_3(R)$ обычно даются в виде графиков, то целесообразно воспользоваться графическим методом определения зависимости $\alpha=$ $=f_4\left(\frac{i_1}{i_2}\right)$, иллюстрируемым графиками фиг. 11.11. По графикам $h=f_1(v)$ и $R=f_2(h)$ определяется зависимость $R=\varphi(v)$ (график *а*). По графику функции $R=\varphi(v)$ и, зная зависимость $\frac{i_1}{i_2}=$ $=f_3(R)$, можно определить зависимость $\frac{i_1}{i_2}=\psi(v)$ (график *б*). Наконец, по найденной зависимости $\frac{i_1}{i_2}=\psi(v)$ и на основе требуемого закона шкалы $\alpha=f(v)$ находят зависимость $\alpha=f_4\left(\frac{i_1}{i_2}\right)$ (график *в*).

В том случае, когда к одному указателю с заданной характеристикой шкалы $\alpha=f(v)$ подключаются разные датчики, установ-

ленные в баках различной формы, подгонка указателя к датчику производится путем профилирования реостата датчика и подключения добавочных сопротивлений. На фиг. 11. 12 в качестве примера показан профилированный реостат, в котором намотка *2* нанесена на каркас *1*, вырезанный по определенному профилю. При-



Фиг. 11. 11. Графический метод расчета шкалы топливомера.

менение профилированных реостатов позволяет сохранить зависимость $\alpha = f(v)$ одинаковой для всех баков.

Особенности устройства поплавковых топливомеров. Применяемые в настоящее время электрические поплавковые топливомеры с реостатным датчиком отличаются главным образом типом указателей. Поэтому целесообразно разделить эти топливомеры на следующие группы: 1) топливомеры с логометрическим указателем типа БЭ-09; 2) топливомеры с логометрическим указателем типа БЭ-4М; 3) топливомеры с логометрическим указателем типа ЛД-49.

Фиг. 11. 12. Профилированный реостат.

1—каркас. *2*—намотка сопротивления.

Топливомеры типов БЭ-09 и БЭ-4М с логометрическим указателем применяются для измерения количества топлива в отдельных баках или группах баков и для измерения суммарного количества топлива. Топливомеры типа ЛД-49 применяются для измерения количества топлива в отдельных баках или группах баков.

Так как на самолетах устанавливаются баки самых различных форм и объемов, имеется большое разнообразие топливомеров, отличающихся градуировкой и диапазонами измерения, например топливомеры БЭ-4М, КЭС-857, ТЭС-1057А и т. д.

Топливомеры с указателем типа БЭ-09 выполняются в различных конструктивных вариантах в зависимости от назначения (индивидуальные, с переключателем, суммирующие). Так как разнообразные варианты топливомеров отличаются второстепенными кон-

$=140$ *ом*. Сопротивления r_1, r_2 и r_4 являются подгоночными. Все сопротивления, кроме R_3 и $R_к$, выполнены из манганина. Датчик подключается к зажимам *1* и *2* (при измерении количества топлива в группе баков) или к зажимам *4* и *2* (при измерении суммарного количества топлива).

Устройство логометрического указателя топливомера БЭ-4М показано на фиг. 11. 18. Подвижная система указателя состоит из двух рамок *6*, лежащих одна над другой в одной плоскости и жестко закрепленных на оси *2*. Ось опирается на два подпятника, закрепленные в консоли *1*.

Магнитная система логометра состоит из двух сердечников *3*, срезанных по винтовой линии, полюсных наконечников *7* и постоянного магнита *4*. Вследствие применения двух сердечников и их специального профилирования каждая рамка движется в своем магнитном поле; при этом если одна из рамок перемещается в сторону с меньшей магнитной индукцией, то вторая — в сторону с большей магнитной индукцией.

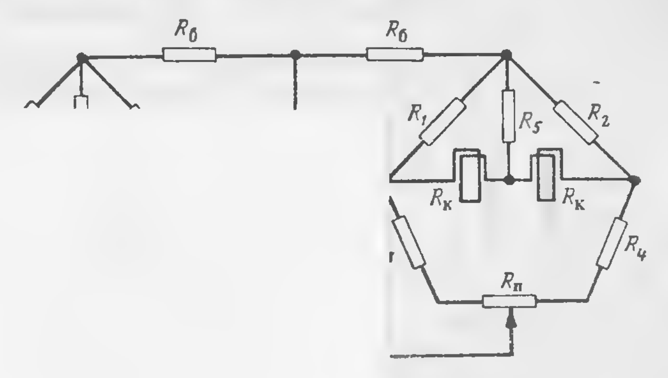
Корпус указателя изготовлен из мягкой стали, что позволяет уменьшить влияние магнитной системы на другие приборы.

Датчики топливомера БЭ-4М не имеют принципиальных отличий от датчика топливомера СБЭ-09.

Топливомер БЭ-4М работает при напряжении 27 *в*. Указатели, переключатели и датчики одноименных групп баков взаимозаменяемы. Погрешности прибора в пределах нулевой отметки не более $\pm 2\%$, а в остальной части шкалы не более $\pm 4\%$. Потребляемый прибором ток не превышает 150 *ма*.

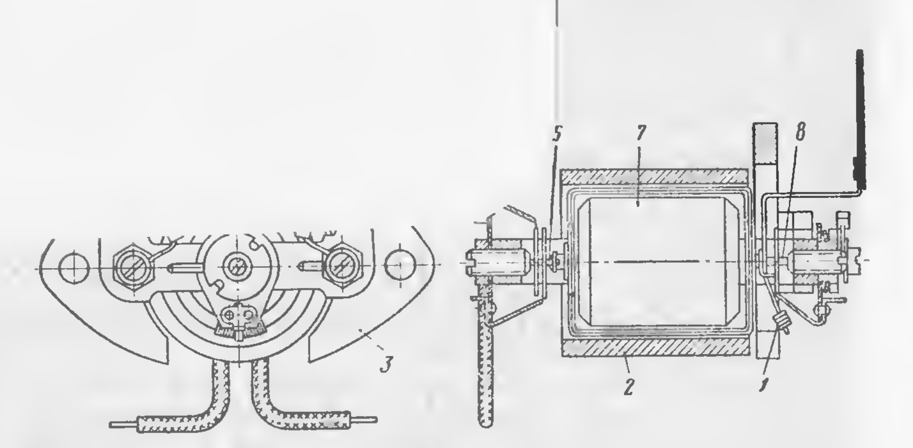
Топливомер ЛД-49 с логометрическим указателем (к числу приборов этого типа относятся топливомеры ТЭС-1057А, ТЭС-1167, СТЭС-1147 и др.) состоит из двух датчиков поплавково-рычажного типа и одного указателя с двумя логометрическими механизмами. Прибор предназначен для измерения количества топлива в двух группах баков.

Принципиальная электрическая схема топливомера ЛД-49 приведена на фиг. 11. 19. Схема имеет следующие параметры: $R_к = 75$ *ом*, $R_1 = R_2 = 150$ *ом*, $R_3 = 150—250$ *ом*, $R_4 = 150—250$ *ом*,



опливомера ЛД-49.

₁, R_2, R_3, R_6, $R_п$ и R_4 вы-
R_5 и $R_к$—из меди.
вух логометров с внутри-
рамками, жестко укреп-



Фиг. 11. 20. Конструкция узла логометрического указателя топливомера ЛД-49.

1—противовес, *2*—магнитопровод, *3*—стойка, *4*—стрелки, *5*—рамки, *6*, *8*—оси, *7*—магнит.

Магнитная система логометра состоит (см. фиг. 11. 20) из постоянного цилиндрического магнита *7* и кольцевого магнитопровода *2*, укрепленных на стойке *3*. Подвижная система включает рамки *5*, стрелку *4* и противовес *1*, укрепленные на двух осях *6* и *8*, оканчивающихся кернами. Керны опираются на подпятники.

Фиг. 11. 21. Конструкция указателя топливомера ЛД-49.

1—шкала, *2*—магнит, *3*—основание, *4*—рамки, *5*—стрелка, *6*—деления шкалы.

Рамки перемещаются в зазоре между магнитом и магнитопроводом. Необходимая неравномерность поля в зазоре создается намагничиванием постоянного магнита по определенному закону.

Представление о конструкции указателя дает фиг. 11. 21.

Диапазон измерения по левой шкале 0—3500 *л*, по правой 0—4000 *л*.

Погрешность измерения в пределах нулевой отметки не более 2%, в остальной части шкалы не более 4%.

Погрешности электрических поплавковых топливомеров. Погрешности электрических поплавковых топливомеров состоят из:

1) погрешностей, возникающих при наличии продольных и поперечных кренов самолета;

2) погрешностей, вызванных ускорениями самолета;

3) погрешностей, вызванных отклонением в размерах и установке баков по сравнению с исходными данными, принятыми при тарировке и расчете;

4) температурных погрешностей, возникающих от изменения электрических сопротивлений схемы и магнитных сопротивлений магнитопроводов при изменении температуры окружающей среды;

5) погрешностей, вызванных изменением напряжения источника питания. Другие погрешности топливомера являются общими для всех приборов.

Первые три типа погрешностей относятся к методическим, а последние — к инструментальным погрешностям.

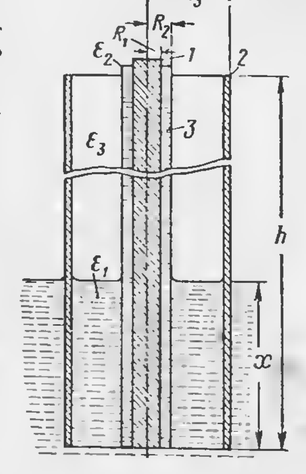
Методические погрешности в поплавковых топливомерах не компенсируются.

Температурные инструментальные погрешности топливомеров компенсируются подбором параметров схемы. При анализе схем уже было показано, что полная компенсация температурных погрешностей возможна только в топливомере с взаимозаменяющимися плечами. В суммирующих топливомерах полная компенсация возможна только при двух значениях температуры, соответствующих двум точкам шкалы. В остальных точках шкалы погрешности будут отличны от нуля, хотя их значения будут лежать в допустимых пределах. В целом инструментальные погрешности поплавковых топливомеров можно свести к 2—3%.

5. Емкостные топливомеры

Общие замечания. Принцип действия емкостного топливомера основан на измерении величины емкости специального конденсатора, связанной определенной зависимостью с объемом топлива в баке. Для пояснения существа дела обратимся к фиг. 11. 22, на которой приведена схема чувствительного элемента топливомера

чувствительный элемент представляет собой цилиндрический[1] конденсатор с внутренним электродом *1*, внешним *2* и изоляционным слоем *3*. Между изоляционным слоем и внешним электродом находится слой жидкости (топливо, кислота), уровень которой необходимо измерить. Если уровень жидкости в баке изменяется, то будет изменяться и емкость конденсатора вследствие того, что диэлектрические постоянные жидкости и воздуха различны.



Фиг. 11. 22. Схема чувствительного элемента емкостного топливомера.

1—внутренний электрод. *2*—внешний электрод. *3*—изоляционный слой.

В большинстве случаев внешний электрод цилиндрического конденсатора должен быть выполнен отдельно, однако не исключено использование в качестве внешнего электрода стенок бака, особенно в высоких и узких баках. Это тем более целесообразно, что в таком случае конденсатор позволяет измерять количество топлива в баке без заметных погрешностей при достаточно больших кренах самолета и ускорениях.

Емкостные топливомеры применяются для измерения количества всех видов топлива, но оказываются почти незаменимыми в случае измерения количества химически активных жидкостей, применяемых в качестве горючих компонентов в жидкостно-реактивных двигателях.

Существенным преимуществом емкостных топливомеров по сравнению с поплавковыми является отсутствие в датчике подвижных частей; кроме того, в этих приборах погрешности при кренах и ускорениях самолета меньше, чем в поплавковых.

Основные соотношения. Для вывода зависимости между уровнем топлива в баке и емкостью датчика введем следующие обозначения (см. фиг. 11. 22): ε_1, ε_2, ε_3 — диэлектрические постоянные жидкости, материала изолятора и смеси паров жидкости и воздуха соответственно; R_1, R_2, R_3 — радиусы внутреннего электрода, изолятора и внешнего электрода; x — уровень жидкости; h — полная высота датчика. Вследствие наличия изоляционного слоя имеется возможность измерять уровень не только непроводящих (бензин, керосин), но и полупроводящих (вода, кислота и др.) жидкостей. В качестве изолятора можно использовать стекло, резину или другой материал в зависимости от природы жидкости. Материал внешнего электрода также следует выбирать с учетом природы жидкости.

[1] Вместо цилиндрического конденсатора может быть использован также плоский конденсатор.

Если пренебречь концевым эффектом, то можно принять, что емкость нижней части цилиндрического конденсатора (см. фиг. 11.22) будет

$$C_x = \frac{x}{2\left[\frac{1}{\varepsilon_2}\ln\frac{R_2}{R_1}+\frac{1}{\varepsilon_1}\ln\frac{R_3}{R_2}\right]}. \qquad (11.13)$$

Подобно этому емкость верхней части конденсатора найдем из соотношения

$$C_h = \frac{h-x}{2\left[\frac{1}{\varepsilon_2}\ln\frac{R_2}{R_1}+\frac{1}{\varepsilon_3}\ln\frac{R_3}{R_2}\right]}. \qquad (11.14)$$

Суммируя емкости C_x и C_h, получим полную емкость конденсатора

$$C = \frac{x}{2}\left[\frac{1}{\frac{1}{\varepsilon_2}\ln\frac{R_2}{R_1}+\frac{1}{\varepsilon_1}\ln\frac{R_3}{R_2}} - \frac{1}{\frac{1}{\varepsilon_2}\ln\frac{R_2}{R_1}+\frac{1}{\varepsilon_3}\ln\frac{R_3}{R_2}}\right] + \frac{h}{2}\,\frac{1}{\frac{1}{\varepsilon_2}\ln\frac{R_2}{R_1}+\frac{1}{\varepsilon_3}\ln\frac{R_3}{R_2}}. \qquad (11.15)$$

Из этого выражения следует, что емкость конденсатора является линейной функцией уровня жидкости x. Таким образом, измерение уровня можно свести к измерению емкости конденсатора C.

Чувствительность прибора будет определяться максимальным изменением емкости ΔC при изменении уровня жидкости от $x=h$ до $x=0$. Это изменение емкости

$$\Delta C = \frac{h}{2}\left[\frac{1}{\frac{1}{\varepsilon_2}\ln\frac{R_2}{R_1}+\frac{1}{\varepsilon_1}\ln\frac{R_3}{R_2}} - \frac{1}{\frac{1}{\varepsilon_2}\ln\frac{R_2}{R_1}+\frac{1}{\varepsilon_3}\ln\frac{R_3}{R_2}}\right]. \qquad (11.16)$$

Легко видеть, что наибольшее изменение емкости ΔC будет в том случае, когда $R_2/R_1 \to 1$, т. е. когда слой изоляции отсутствует. При этом получим

$$\Delta C = \frac{(\varepsilon_1-\varepsilon_3)\,h}{2\ln\frac{R_3}{R_2}}. \qquad (11.17)$$

Таким образом, максимальное изменение емкости пропорционально высоте h конденсатора (высоте бака) и разности диэлектрических постоянных ε_1 и ε_3. При выполнении условия $R_2/R_1 \to 1$ изменение емкости ΔC не зависит от природы материала изолятора. Так как диэлектрическая постоянная полупроводящих жидкостей значительно больше, чем непроводящих, то изменение емкости на единицу длины в первом случае будет больше, чем во втором. Отсюда следует, что емкостный метод измерения уровня жидкостей оказывается наиболее подходящим для полупроводящих жидкостей. Вместе с тем этот метод является весьма ценным для химически активных жидкостей.

Из выражения (11.17) следует, что для увеличения изменения емкости ΔC величину R_3/R_2 нет необходимости брать большой. Однако, если емкость конденсатора велика, то частоту питания схемы придется выбирать достаточно низкой, что может вызвать некоторые затруднения при конструировании питающего генератора. Если величина R_3-R_2 мала, то на точность показаний прибора значительное влияние будет оказывать вязкость жидкости. Следовательно, слой жидкости между электродами должен быть таким, чтобы вязкость не оказывала влияния на уровень жидкости.

При выборе параметров прибора следует обращать внимание на то, чтобы параметры контура его оставались постоянными при изменении температуры окружающей среды. В противном случае появятся температурные погрешности, имеющие большое значение для приборов этого типа.

Следует отметить, что в емкостном топливомере можно полностью скомпенсировать методические погрешности, возникающие от наклона бака при крене и ускорений. Действительно, для этого достаточно вместо одного чувствительного элемента установить по краям бака четыре элемента. При параллельном соединении емкостей чувствительных элементов общая емкость их будет оставаться почти постоянной при любых наклонах бака.

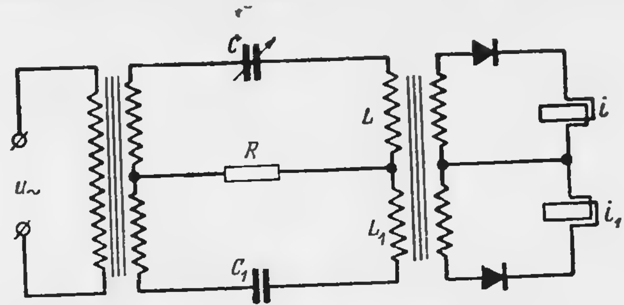
Конденсатор переменной емкости, образованный приемным элементом топливомера, может быть включен в одну из рассмотренных выше схем. Не останавливаясь подробно на анализе возможных схем включения емкостного топливомера, заметим, что наиболее подходящими из них будут схема уравновешенного мостика и резонансная схема. Эти схемы достаточно просты и обеспечивают необходимую точность измерения.

Особенности устройства емкостных топливомеров. Рассмотрим некоторые схемы и конструкции емкостных топливомеров. Как уже было указано, емкостные топливомеры выполняются по резонансной и мостиковой схемам.

На фиг. 11.23 и 11.24 приведены примеры резонансных схем. В резонансной схеме с логометрическим указателем фиг. 11.23 имеются два резонансных контура, образованных емкостями C и C_1, индуктивностями L и L_1 и сопротивлением R. При этом переменная емкость C образована датчиком топливомера. Сопротивление R применяется для получения заданной остроты резонансной кривой. Сила тока i в рамках логометра будет изменяться в соответствии с изменением емкости датчика C, поэтому показание логометра будет определяться уровнем топлива. Питание схемы осуществляется переменным напряжением u повышенной частоты. Применение логомет-

рического указателя позволяет устранить влияние питающего напряжения на показания топливомера.

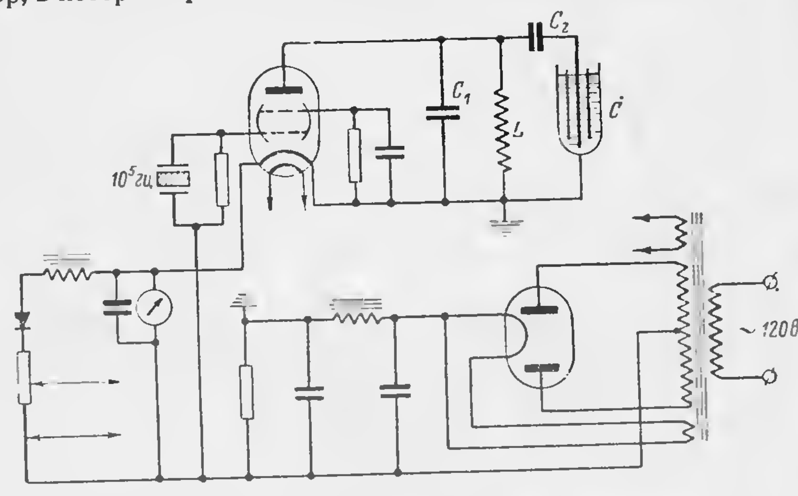
Теперь дадим краткое описание схемы на фиг. 11. 24 и некоторые характеристики емкостного измерителя уровня жидкости, предназ-



Фиг. 11. 23. Резонансная дифференциальная схема емкостного топливомера.

наченного для измерения количества полупроводящих химически активных жидкостей (кислот).

Прибор собран по резонансной схеме. В качестве задающего генератора применяется стабилизированный кварцем ламповый генератор, в котором применена лампа 6Л6. Колебательный контур обра-



Фиг. 11. 24. Резонансная схема емкостного топливомера.

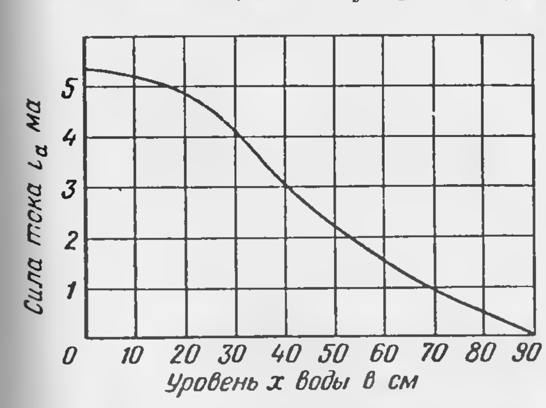
зован элементами L, C_1, C_2 и C. Если частота генератора поддерживается постоянной, то анодный ток лампы при изменении емкости C, а значит и при изменении уровня жидкости, будет изменяться по резонансной кривой (фиг. 11. 25).

В зависимости от выбора рабочей точки на резонансной кривой фиг. 11. 25 данному приращению емкости ΔC будет соответствовать различное приращение анодного тока Δi. Кроме того, величина Δi будет зависеть от остроты резонансной кривой. Для повышения чувствительности прибора, что достигается увеличением остроты резонансной кривой, следует увеличивать собственную частоту резонансного контура. А собственная частота контура должна быть такой, чтобы полное изменение емкости приемного элемента соответствовало прямолинейной части половины резонансной кривой (точки a и c).

Фиг. 11. 25. Резонансная кривая.

Для настройки контура на частоту генератора и для выбора рабочей точки служит конденсатор C_1 (см. фиг. 11. 24). В качестве указателя применяется миллиамперметр со шкалой 0—10 *мка*. Постоянная составляющая анодного тока, соответствующего начальной точке a на резонансной кривой, компенсируется током купроксного выпрямителя. Питание схемы осуществляется от лампового выпрямителя.

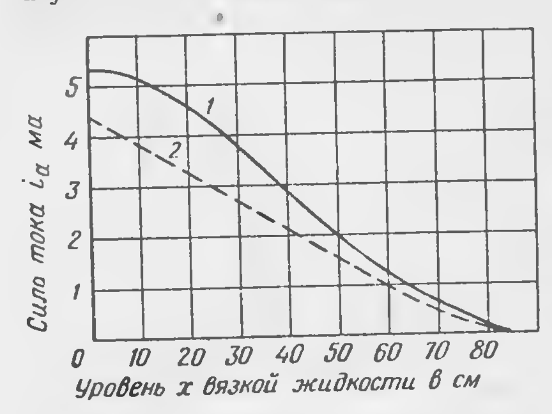
На фиг. 11. 26 приведена зависимость анодного тока i_a от уровня x воды, измеряемого прибором. Хотя эта зависимость и не является линейной, но в случае необходимости ее можно сделать линейной. На фиг. 11. 27 приведены кривые, характеризующие показание прибора при измерении уровня вязкой жидкости. В качестве такой жидкости был взят желатин. Кривая *1* относится к желатину малой вязкости, а кривая *2*— к желатину большой вязкости. Для уменьшения влияния вязкости на погрешности датчика следует увеличивать расстояние между электродами конденсатора приемного элемента.



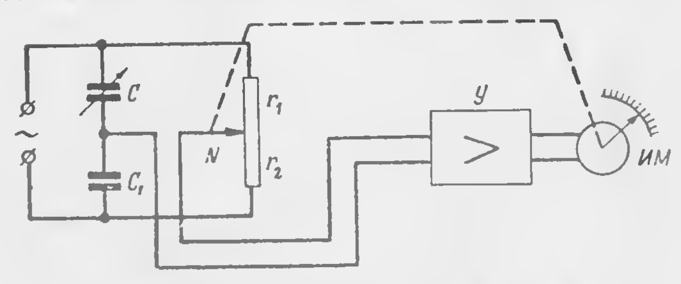
Фиг. 11. 26. Кривая зависимости анодного тока от уровня воды.

В емкостных топливомерах применяются самоуравновешивающиеся мостики переменного тока. Применение этих мостиков обеспечивает большую точность измерения и независимость показаний от питающего напряжения. В приведенной на фиг. 11. 28 схеме мо-

стик образован емкостями C и C_1 (здесь C — емкость датчика) и сопротивлениями r_1 и r_2. Напряжение с диагонали мостика подается на усилитель $У$ и исполнительный механизм $ИМ$, в качестве которого применяется двухфазный индукционный двигатель с редуктором. Если вследствие изменения емкости датчика мостик разбалансирован, то на измерительной диагонали появляется напряжение, которое после усиления подается на управляющую обмотку двигателя. Двигатель начинает вращаться и через редуктор перемещает движок N потенциометра в направлении равновесия мостика и стрелку указателя. Когда наступит новое равновесие мостика, соответствующее изменившейся емкости, двигатель останавливается. Таким образом, применение следящей системы обеспечивает автоматическое уравновешивание мостика. Параметры схемы мостика C_1, r_1 и r_2 выбираются из условия, чтобы равновесие мостика имело место при всех значениях емкости датчика.



Фиг 11.27. Кривые зависимости анодного тока от уровня вязкой жидкости.



Фиг. 11.28. Самоуравновешивающийся мостик.

N—движок потенциометра, $У$—усилитель, $ИМ$—исполнительный механизм.

В авиации находят применение несколько типов емкостных топливомеров, получивших название *автоматических измерителей топлива* (АИТ). Приборы подобного типа включают собственно измеритель количества топлива в баках и автомат программного расхода, осуществляющий расход топлива из баков самолета в такой последовательности, при которой центровка самолета не нарушается.

На фиг. 11.29 приведена принципиальная электрическая схема измерительной части емкостного топливомера. В этой схеме мостик образован емкостями C_x и C_1 и сопротивлениями R_1, R_2 и R. Усилитель прибора состоит из трех каскадов усиления и собран на двойных триодах $Л_1$ (лампа 6Н9С) и $Л_2$ (лампа 6Н7С). Аноды лампы $Л_1$ питаются напряжением от выпрямителя, собранного на лампе 6Х4. Питание схемы осуществляется напряжением 115 *в* 400 *гц* через трансформатор $Тр_1$. Напряжение с выходного каскада усиления поступает через трансформатор $Тр_2$ на управляющую обмотку двухфазного индукционного двигателя (ДИД). На обмотку возбуждения этого двигателя напряжение непосредственно от сети подается через конденсатор C_2, что обеспечивает требуемый сдвиг фаз между напряжениями в управляющей обмотке и в обмотке возбуждения.

Датчик этого топливомера образован тремя концентрически расположенными цилиндрами, из которых два внутренних являются обкладками конденсатора, а внешний — экраном. Если в обкладках конденсатора сделать соответствующие вырезы, то можно осуществить изменение емкости датчика по определенному закону в соответствии с требуемым законом шкалы прибора.

Балансировка мостиковой схемы производится реостатами R_1 и R_2. Для проверки работоспособности схемы служат кнопки K_1 и K_2, размещенные на указателе и передней панели усилителя. При включении кнопки K_1 срабатывает реле P_1, которое отключает емкость датчика C_x и подключает к схеме емкость $C_{т0}$, равную емкости датчика, помещенного в пустой бак. При этом стрелка прибора должна устанавливаться на нуль.

Если кнопки K_1 и K_2 включить одновременно, то вместо емкости C_x датчика включаются параллельно емкости $C_{т0}$ и $C_{тв}$, при этом стрелка прибора устанавливается на деление, соответствующее $^2/_3$ диапазона измерения.

Автомат программного расхода топлива (фиг. 11.30), являющийся составной частью емкостного топливомера, состоит из индуктивных датчиков уровней топлива, усилителей, реле, контакторов и электродвигателей подкачивающих насосов. Автомат управляет режимами работы электродвигателей подкачивающих насосов, установленных в расходные баки соответствующих топливных групп.

В расходном баке каждой группы устанавливаются два индуктивных датчика (см. фиг. 11.30) верхнего $Д_в$ и нижнего $Д_н$ уровней. При этом каждый из датчиков имеет свой канал усиления. Нижние датчики включают подкачивающие насосы следующих по порядку топливных групп в основной режим и переводят подкачивающие насосы соответствующих групп в форсированный режим (посредством включения в обмотку возбуждения добавочного сопротивления). Индуктивные датчики $Д_в$ отключают подкачивающие насосы предыдущих топливных групп, из которых уже израсходовано топливо.

Фиг. 11. 29. Принципиальная электрическая схема измерительной части емкостного топливомера

Фиг. 11. 30. Принципиальная схема автомата программного расхода топлива.

Индуктивные датчики $Д_н$ и $Д_в$ вместе со вторичными обмотками трансформаторов $Тр_1$ и $Тр_2$ и сопротивлениями R_1 и R_2 образуют мостиковые схемы. При достижении определенного уровня топлива в баках индуктивность датчиков изменяется скачками.

Рассмотрим работу схемы автомата. При выработке топлива, например, из второй группы баков, сигнал датчика $Д_н$ нижнего уровня будет подан на лампу $Л_2$ и, после усиления, на обмотку реле P_1. После срабатывания реле P_1 включается контактор K_3 и начинает работать двигатель подкачивающего насоса третьей группы. Одновременно через контакты реле P_1 будет подано напряжение на реле P_3, которое включает в обмотку возбуждения двигателя $Д_2$ дополнительное сопротивление $R_д$. Следовательно, двигатель подкачивающего насоса второй группы будет работать в форсированном режиме. После выработки топлива из второй группы баков происходит отключение двигателя $Д_2$.

Таким образом обеспечивается измерение количества топлива в баках самолета и его программное расходование.

Расчет емкостных топливомеров. Исходными данными для расчета являются диапазон и точность измерения и градуировочная характеристика бака.

В ходе расчета определяется требуемый закон профилирования датчика и параметры следящей системы, например коэффициент усиления системы. Опуская расчет следящей системы емкостного топливомера, сформулируем основные этапы расчета емкостного датчика.

Для получения равномерной шкалы указателя необходимо обеспечить одинаковое приращение электрической емкости датчика на единицу объема топлива по всей длине датчика. Для этого емкостные датчики **профилируют в зависимости от формы бака** за счет изменения площади эффективной поверхности обкладок цилиндрического конденсатора.

Расчет датчика целесообразно проводить в следующей последовательности.

1. Определение требуемого закона профилирования емкостного датчика.

а) Выбрать расчетный шаг Δv, величина которого обусловливается половиной цены деления шкалы указателя.

б) Определить по градуировочной характеристике бака минимальное изменение уровня топлива Δh_{min}, соответствующее уменьшению количества топлива на величину расчетного шага (фиг. 11.31).

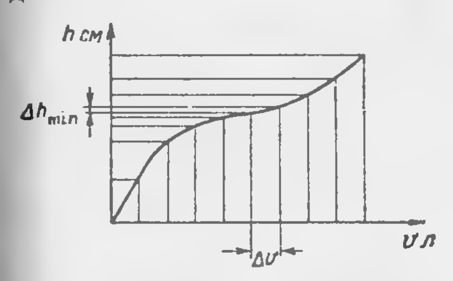
в) Вычислить удельную емкость датчика.

Для обеспечения необходимой точности измерения требуется определенная величина приращения емкости датчика, соответствующая изменению количества топлива на 1 *л*. Удельная емкость определяется из соотношения

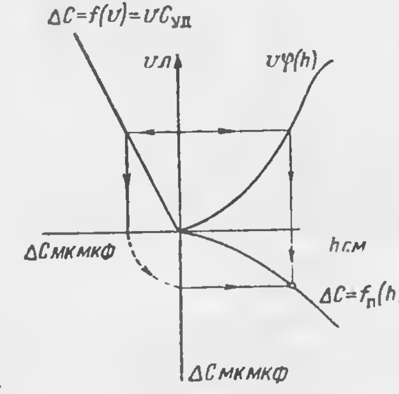
$$C_{уд}=\frac{\Delta h_{min}}{\Delta v}C_0=\frac{\Delta h_{min}}{\Delta v}\sum_{i=1}^{n}\frac{\varepsilon_т-\varepsilon}{0{,}9\cdot 4{,}6\lg\frac{R_{2i}}{R_{1i}}}\ [мкф/л],$$

где C_0 — погонная емкость датчика в *мкмкф/см*;
Δh_{min} — минимальное изменение уровня топлива на величину расчетного шага в *см*;
Δv — расчетный шаг в *л*;
R_{2i}, R_{1i} — внешний и внутренний радиусы труб, образующих i-й конденсатор, в *см*;
n — число параллельно включенных цилиндрических конденсаторов;
ε — диэлектрическая постоянная воздуха (равная единице);
$\varepsilon_т$ — диэлектрическая постоянная топлива ($\varepsilon_т=1{,}96$ для топлива ТС-1; $\varepsilon_т=2{,}06$ для топлива Т-2).

2. Определение необходимой характеристики профилированного датчика.



Фиг. 11.31. Зависимость высоты уровня топлива от объема бака.



Фиг. 11.32. Графическое определение характеристики емкостного датчика.

Указанную характеристику $\Delta C=f_п(h)$ (фиг. 11.32) находят графическим способом на основании совместного рассмотрения следующих двух зависимостей:

1) $v=\varphi(h)$ — зависимости количества топлива в баке от высоты уровня топлива;

2) $\Delta C=C_{уд}v$ — требуемой зависимости изменения емкости датчика от количества топлива.

3. Определение основных электротехнических параметров профилированного датчика.

а) Определить характеристику непрофилированного датчика

$$\Delta C=f_{нп}(h)=C_0h\ [мкмкф],$$

где h — уровень топлива в *см*.

б) Вычислить избыточную погонную емкость $\Delta C_{изб}$ датчика.

Под избыточной погонной емкостью следует понимать такую величину емкости, на которую необходимо уменьшить полную погонную емкость C_0h непрофилированного датчика, чтобы получить пропорциональную зависимость изменения емкости от количества топлива по всей высоте датчика.

Для определения избыточной погонной емкости сначала графическим методом находят общую избыточную емкость датчика

$$\Delta C_{изб}=f(h)\ [мкмкф]$$

как разность ординат двух полученных ранее зависимостей

$$\Delta C=f_{нп}(h) \text{ и } \Delta C=f_{п}(h).$$

Избыточную погонную емкость ΔC_0, определяющую величину вырезов, находят из соотношения

$$\Delta C_{0i}=\frac{\Delta C_{изб\ i}-\Delta C_{изб\ i-1}}{\Delta h_i}\ мкмкф/см,$$

где $\Delta C_{изб\ i}$ — избыточная погонная емкость, соответствующая концу участка аппроксимации;

$\Delta C_{изб\ i-1}$ — избыточная емкость, соответствующая началу участка аппроксимации;

Δh_i — изменение уровня топлива, соответствующее данному участку аппроксимации.

в) Найти зависимость длины дуги выреза от уровня топлива.

Для цилиндрического конденсатора приближенно можно считать, что уменьшение погонной емкости C_0 за счет выреза пропорционально длине дуги выреза, выраженной в радианах.

Длину дуги выреза для каждого участка аппроксимации кривой можно найти из соотношения

$$\alpha_i=2\pi\frac{\Delta C_{0i}}{C_0-C_0^*}\ [рад],$$

где C_0^* — суммарная погонная емкость параллельно включенных цилиндрических конденсаторов, в которых площадь эффективной поверхности обкладок не изменяется.

г) Вычислить общую емкость сухого профилированного датчика

$$C_{сух}=C_0h'-\sum_{i=1\dots n}\Delta C_{0i}\Delta h_i\ [мкмкф],$$

где h' — высота датчика в *см*;

Δh_i — приращение высоты датчика, соответствующее участку аппроксимации, в *см*.

д) Определить общую емкость датчика при баке, полностью залитом топливом,

$$C=C_{сух}+C_{уд}v_{max}\ [мкмкф],$$

где v_{max} — максимальное количество топлива в баке в *л*

Глава XII

РАСХОДОМЕРЫ

1. Общие сведения

Приборы, предназначенные для измерения мгновенного или среднего расхода жидкостей и газов в единицу времени, называются *расходомерами*. В последнее время широкое применение находят расходомеры, измеряющие суммарный расход топлива за определенное время, например за время полета. Подобные приборы, называемые *суммирующими расходомерами*, состоят из собственно расходомера, измеряющего расход в единицу времени, и интегрирующего устройства, обеспечивающего суммирование сигналов, пропорциональных расходам.

В авиации расходомеры применяются для измерения расхода топлива, потребляемого авиационными двигателями, для измерения расхода воздуха, масла и др. Расход топлива, потребляемого авиационным двигателем в единицу времени, является одним из основных параметров режима двигателя. Знание этого параметра позволяет судить о выдерживании заданного режима двигателя и, в случае необходимости, о направлении изменения режима. Особо велико значение расходомеров в реактивных двигателях, где расходы топлива весьма велики, а также на самолетах с большим радиусом действия.

Из выражения для мгновенного расхода жидкостей и газов, протекающих через сечение S трубопровода,

$$Q=\rho SV, \qquad (12.1)$$

(здесь ρ — плотность жидкости, V — скорость течения жидкости) следует, что измерение расхода можно свести к измерению величин ρ, S, V или, если плотность жидкости постоянна, к измерению S и V. Во многих случаях одна из величин S и V остается постоянной, тогда измерение расхода можно свести к измерению величины S при постоянной V или, наоборот, к измерению величины V при постоянной S.

Скорость течения жидкости может быть измерена непосредственно, например, при помощи крыльчатки, или через посредство дру-

гих величин, связанных со скоростью. Большое распространение находят методы, основанные на измерении скорости жидкости по измерению динамического давления, на измерении скорости жидкости по измерению теплопроводности помещенных в жидкость тел и т. д.

Динамическое давление, связанное со скоростью уравнением Бернулли, может быть измерено по-разному. Для этого можно применять гидродинамическое дросселирование (сжатие струи), раздельное измерение статического и динамического давлений, непосредственное сравнение сил гидродинамического давления с упругими силами и т. д.

В некоторых специальных случаях весьма ценными оказываются расходомеры, основанные на измерении переменной площади сечения S при постоянной скорости V. В частности, расходомеры этого типа оказываются незаменимыми в тех двигателях, где расход топлива регулируется посредством изменения площади поперечного сечения топливных форсунок.

В табл. 12.1 приведена классификация методов измерения расхода топлива.

Таблица 12.1

Классификация методов измерения расхода топлива

Метод измерения	Чувствительный элемент	
	Вид	Тип
Объемный	Поршневой	
	Дисковый	
	Чашечный	

Продолжение

Метод измерения	Чувствительный элемент	
	Вид	Тип
Объемный	Лопастной	
	Ковшевой	
	Зубчатый	
	Винтовой	
Дроссельный (переменного перепада)	С приемником воздушного давления	
	С трубкой Вентури	

Продолжение

Метод измерения	Чувствительный элемент	
	Вид	Тип
Дроссельный (переменного перепада)	С соплом	
	С диафрагмой	
Скоростной	С крыльчаткой	
	С вертушкой	
Переменного сечения	С поршнем	
	С заслонкой	
	С диском	

Продолжение

Метод измерения	Чувствительный элемент	
	Вид	Тип
Тепловой	С нагревом	
	С теплоотдачей	
Косвенный для двигателей с непосредственным впрыском	С потенциал-регулятором	
	С потенциометром	

Известно, что при прочих равных условиях мощность поршневого и турбовинтового двигателей и тяга турбореактивного двигателя пропорциональны расходу топлива в единицу времени. Так как из тактических соображений отклонение тяги (мощности) от заданного значения более чем на $\pm 2\%$ недопустимо, то погрешности в измерении мгновенного расхода топлива не должны превышать $\pm 2\%$. Но выполнение расходомеров с такой величиной погрешности очень затруднительно, поэтому находящиеся в эксплуатации приборы имеют бóльшие погрешности.

Диапазон измерения мгновенного расхода (на один двигатель) находится: для поршневых авиационных двигателей в пределах от 200 до 1200 *л/час*, для газотурбинных двигателей—от 300 до 8000 *л/час*.

Так как расходомеры топлива включаются в топливную магистраль, то к ним предъявляются жесткие требования в отношении

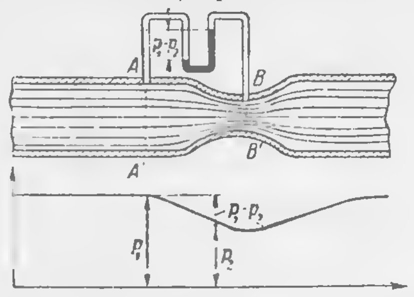
гидравлического сопротивления при нормальной работе и при отказе прибора. В первом случае перепад давлений на датчике расходомера не должен превышать 0,15 *кГ/см²*, а во втором 0,20 *кГ/см²*.

2. Дроссельные расходомеры

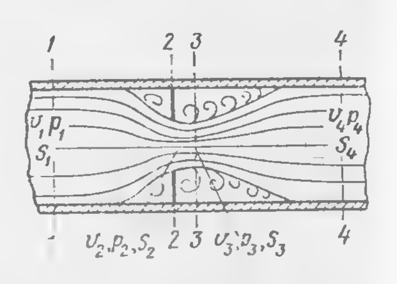
Общие замечания. Принцип действия дроссельных расходомеров основан на измерении скорости в дросселированном (сжатом) потоке жидкости или газа. Дросселирование потока сводится к сужению трубопровода, как это указано на фиг. 12. 1. Из уравнения Бернулли для сечения AA' и BB':

$$\frac{V_2^2}{2}-\frac{V_1^2}{2}=\frac{p_1-p_2}{\rho} \tag{12.2}$$

легко видеть, что по измерению давлений p_1 и p_2 (полагая, что плотность постоянна) при помощи дифференциального манометра можно



Фиг. 12. 1. Схема измерения скорости потока.



Фиг. 12. 2. К выводу соотношений для дроссельных расходомеров.

определить скорость потока. Таким образом, расходомеры, основанные на дросселировании потока, должны состоять из дросселирующего устройства и дифференциального манометра, отградуированного в единицах расхода (*кГ/час* или *л/час*).

В дроссельных расходомерах в качестве дросселирующих устройств используются диафрагма, сопло и трубка Вентури.

Основные соотношения. Рассмотрим цилиндрическую трубу (фиг. 12. 2) с диафрагмой, через которую течет поток сжимаемой жидкости. Струя жидкости (сечение *1—1*), пройдя диафрагму (сечение *2—2*), сначала будет иметь поперечное сечение (*3—3*), меньшее, чем сечение отверстия диафрагмы, а затем площадь ее будет возрастать до тех пор, пока на некотором расстоянии от диафрагмы (сечение *4—4*) не станет равной площади поперечного сечения трубы. Вблизи диафрагмы у стенок трубы образуются вихревые области.

Обозначим через V—скорость, p—давление, S—площадь поперечного сечения в соответствующих сечениях трубы (см. фиг. 12. 2). Для сечений S_1 и S_2 можно написать уравнение Бернулли

$$\frac{V_3^2-V_1^2}{2}=\int_{p_3}^{p_1}\frac{dp}{\rho}, \tag{12.3}$$

где ρ — плотность жидкости.

Если перепад давлений $\frac{p_3}{p_1}$ невелик, то плотность ρ можно принять постоянной. В этом случае уравнение Бернулли примет вид

$$\frac{V_3^2-V_1^2}{2}=\frac{p_1-p_3}{\rho}. \tag{12.4}$$

Из условия непрерывности, которое для несжимаемой жидкости примет вид

$$V_1S_1=V_3S_3, \tag{12.5}$$

определим скорость V_1:

$$V_1=\frac{S_3}{S_1}V_3=\frac{S_3}{S_2}\frac{S_2}{S_1}V_3=\mu\varphi V_3, \tag{12.6}$$

где $\mu=\frac{S_3}{S_2}$ — коэффициент сжатия струи;

$\varphi=\frac{S_2}{S_1}$ — коэффициент диафрагмы.

Воспользовавшись выражениями (12. 4) и (12. 6), найдем

$$V_3=\frac{2(p_3-p_1)}{\rho(1-\mu^2\varphi^2)}. \tag{12.7}$$

Весовой расход жидкости через сечение S_3 будет

$$Q=g\rho S_3V_3, \tag{12.8}$$

где g — ускорение силы тяжести. Вместо весового расхода можно рассматривать массовый расход, определяемый из соотношения (12. 1), или объемный расход, однако в принципе дальнейшие выводы от этого не изменятся.

Если подставить выражение (12. 7) в (12. 8) и воспользоваться соотношением $S_3=\mu S_2$, то

$$Q=\frac{\mu S_2 g}{\sqrt{1-\mu^2\varphi^2}}\sqrt{2\rho(p_1-p_3)}. \tag{12.9}$$

Величина $\frac{\mu}{\sqrt{1-\mu^2\varphi^2}}$ называется *коэффициентом расхода*. Обозначая этот коэффициент через α, можно вместо формулы (12. 9) написать

$$Q=g\alpha S_2\sqrt{2\rho(p_1-p_3)}. \tag{12.9'}$$

Действительный расход жидкости будет несколько меньше подсчитанного по формуле (12.9′), так как часть энергии потока затрачивается на трение, завихрения и пр. Учтя эти факторы коэффициентом η, найдем окончательное выражение для расхода несжимаемой жидкости

$$Q = g\alpha\eta S_2 \sqrt{2\rho(p_1 - p_3)}. \qquad (12.10)$$

Из выражения (12.10) следует, что без выпрямляющих устройств шкала дроссельного расходомера будет неравномерной.

Теперь рассмотрим случай сжимаемости жидкости. Если пренебречь трением и теплопроводностью, то течение жидкости можно считать адиабатическим, для которого

$$\frac{p_1}{p} = \left(\frac{\rho_1}{\rho}\right)^{\gamma}, \qquad (12.11)$$

где γ — показатель адиабаты.

Определив ρ из выражения (12.11) и подставив его в уравнение (12.3), найдем

$$\frac{V_3^2 - V_1^2}{2} = \frac{\gamma}{\gamma - 1}\,\frac{p_1}{\rho_1}\left[1 - \left(\frac{p_3}{p_1}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}\right]. \qquad (12.12)$$

Уравнение непрерывности для случая сжимаемой жидкости

$$\rho_1 S_1 V_1 = \rho_3 S_3 V_3 \qquad (12.13)$$

можно на основании формулы (12.11) преобразовать к виду

$$V_1 = \frac{S_3}{S_1}\left(\frac{\rho_3}{\rho_1}\right) V_3 = \frac{S_3}{S_2}\,\frac{S_2}{S_1}\left(\frac{p_3}{p_1}\right)^{\frac{1}{\gamma}} V_3 = \mu\varphi V_3 \left(\frac{p_3}{p_1}\right)^{\frac{1}{\gamma}}. \qquad (12.14)$$

Из уравнений (12.12) и (12.14) определим скорость

$$V_3 = \sqrt{\frac{\frac{2\gamma}{\gamma-1}\,\frac{p_1}{\rho_1}\left[1 - \left(\frac{p_3}{p_1}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}\right]}{1 - \mu^2\varphi^2\left(\frac{p_3}{p_1}\right)^{\frac{2}{\gamma}}}}. \qquad (12.15)$$

Расход жидкости через сечение S_3 будет

$$Q = g\eta\mu S_2 \rho_3 V_3, \qquad (12.16)$$

Подставляя в формулу (12.16) величины V_3 и ρ_3, найдем

$$Q = \eta\mu g S_2 \sqrt{\frac{\frac{2\gamma}{\gamma-1}\,p_1\rho_1\left[1 - \left(\frac{p_3}{p_1}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}\right]\left(\frac{p_3}{p_1}\right)^{\frac{2}{\gamma}}}{1 - \mu^2\varphi^2\left(\frac{p_3}{p_1}\right)^{\frac{2}{\gamma}}}}. \qquad (12.17)$$

Это выражение можно привести к более удобному виду

$$Q = \alpha\eta g S_2 c \sqrt{2\rho(p_1 - p_3)}, \qquad (12.18)$$

где

$$c = \sqrt{\frac{1 - \mu^2\varphi^2 \frac{\gamma}{\gamma-1}\,\frac{1}{1-R}\left(1 - R^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}\right) R^{\frac{2}{\gamma}}}{1 - \mu^2\varphi^2 R^{\frac{2}{\gamma}}}};$$

$$R = \frac{p_3}{p_1}.$$

Таким образом, расход жидкости в общем случае можно подсчитать по формуле (12.18), которая справедлива для определения расхода при помощи диафрагмы, сопла и трубки Вентури.

В формулы (12.10) и (12.18) входят коэффициенты α, μ и φ, причем

$$\alpha = \frac{\eta}{\sqrt{1 - \mu^2\varphi^2}}; \quad \mu = \frac{S_3}{S_2}; \quad \varphi = \frac{S_2}{S_1}.$$

Эти коэффициенты характеризуют расход жидкости. В дальнейшем для сокращения будем обозначать произведение $\alpha\eta$ через μ_1. Коэффициент μ_1 зависит от плотности и вязкости жидкости, характера истечения, линейных размеров и формы сужения потока, отношения диаметра сужения к диаметру трубы и закона изменения состояния жидкости (газа) при сжатии.

Опыт и положения теории размерностей показывают, что коэффициент μ_1 является функцией числа Рейнольдса Re, числа M и отношения диаметров $\frac{d_2}{d_1}$, причем

$$\mathrm{Re} = \frac{d_3 V_3}{\nu_3}; \quad M = \frac{V_3}{a}. \qquad (12.19)$$

Здесь a — скорость звука в жидкости;
ν_3 — кинематическая вязкость;
d_1 — диаметр трубы;
d_3 — диаметр сужения струи.

Выражение для M можно преобразовать к другому виду, если вспомнить, что скорость звука

$$a = \sqrt{\gamma\frac{p_3}{\rho_3}}, \qquad (12.20)$$

и воспользоваться выражением (12.15)

$$M=\frac{V_3}{a}=\sqrt{\frac{2\left[\left(\frac{p_3}{p_1}\right)^{\frac{1-\gamma}{\gamma}}-1\right]}{(\gamma-1)\left[1-\mu^2\varsigma^2\left(\frac{p_3}{p_1}\right)^{\frac{2}{\gamma}}\right]}}. \qquad (12.20')$$

Таким образом, число M, как видно из выражения (12.20'), является функцией отношения давлений $\frac{p_3}{p_1}$, т. е.

$$M=M\left(\frac{p_3}{p_1}\right). \qquad (12.21)$$

Коэффициент μ_1, характеризующий расход жидкости через сужение в трубе,

$$\mu_1=\mu_1\left(\mathrm{Re},\ M,\ \frac{d_2}{d_1}\right). \qquad (12.22)$$

В отношении коэффициента μ_1 можно указать, что хотя уравнения (12.10) и (12.18) в целом применимы ко всем трем дросселирующим устройствам (диафрагма, сопло и трубка Вентури), но коэффициент μ_1 в общем случае будет различным для каждого из этих устройств.

Рассмотрим сначала значения коэффициента μ_1 для диафрагм. Для значений $1{,}6\cdot10^4<\mathrm{Re}<1{,}6\cdot10^6$ величина μ_1 при постоянных $\frac{d_2}{d_1}$ и M остается постоянной. Для значений $\frac{d_2}{d_1}<0{,}7$ и $\frac{p_3}{p_1}>0{,}98$ коэффициент $\mu_1=0{,}61$. Если $\frac{p_3}{p_1}<0{,}98$, то μ_1 рекомендуется вычислять по формуле

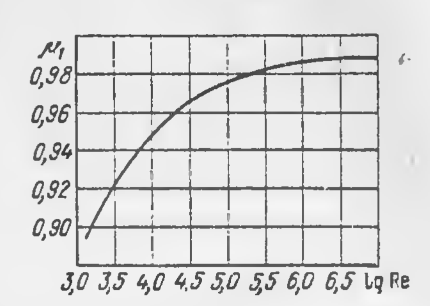
$$\mu_1=0{,}914-0{,}306\frac{p_3}{p_1}. \qquad (12.23)$$

Истечение жидкости через отверстие в диафрагме связано с потерей давления вследствие внезапного расширения и отрыва струи от стенок трубы. Для устранения отрыва струи от стенок можно применять трубку Вентури, в которой отрыв не имеет места вследствие постепенного сужения, а затем расширения поперечного сечения трубки до первоначального размера. Коэффициент расхода μ_1 трубки Вентури больше, чем коэффициент расхода диафрагмы. На фиг. 12.3 приведена кривая зависимости коэффициента расхода трубки Вентури от числа Рейнольдса

$$\mu_1=\mu_1(\mathrm{Re}).$$

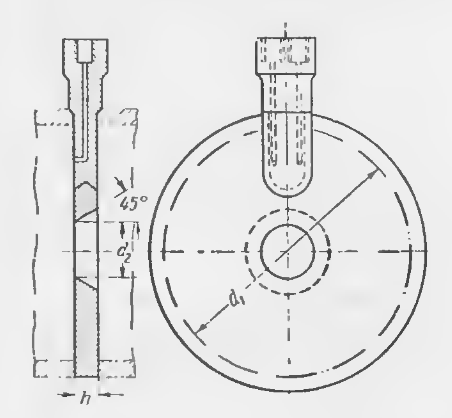
Остановимся вкратце на конструкции дроссельных устройств. Диафрагма представляет собой тонкий круглый диск с отверстием,

концентричным трубе (фиг. 12.4). Со стороны входа жидкости отверстие имеет острую кромку, а дальше расточено на конус под углом 45°. Для точного соответствия расхода жидкости расчетным данным большое значение имеют строгая концентричность отверстия диафрагмы стенкам трубы, строгое выдерживание размеров диафрагмы и обработка поверхности трубы. Расходомеры с дроссельными устройствами в виде диафрагмы в рабочих условиях требуют градуировки.

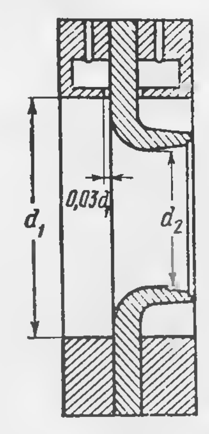


Фиг. 12.3. Зависимость коэффициента расхода для трубки Вентури от числа Re.

Помимо диафрагм, которые имеют преимущественное распространение в дроссельных расходомерах, применяются сопла и трубки Вентури. На фиг. 12.5 приведены форма и размеры нормального сопла, стандартизованного международной федерацией комитетов по стандартизации в 1932 г. Применение сопел целесообразно при измерении расхода воздуха и газов.



Фиг. 12.4. Конструкция диафрагмы



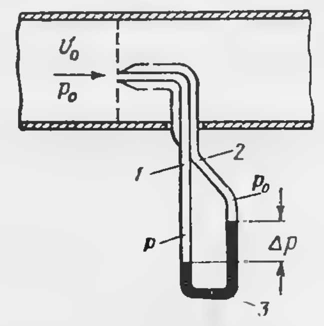
Фиг. 12.5. Конструкция сопла.

3. Расходомеры с приемником воздушного давления

Общие замечания. Основным недостатком дроссельных расходомеров является трудность определения без специальной градуировки коэффициента расхода μ_1. Небольшие отклонения размеров дросселирующих устройств от расчетных приводят к значительным погрешностям при измерении скорости, а следовательно, и расхода.

Более хорошие результаты в отношении точности можно получить при измерении расхода приборами, имеющими в качестве измерителя скорости приемник воздушного давления (ПВД). Такие приборы применяются для измерения расхода воздуха и газов.

Схема расходомера с приемником воздушного давления показана на фиг. 12.6. Приемник воздушного давления состоит из динамической 1 и статической 2 трубок. Статическая и динамическая трубки подведены к дифференциальному манометру 3, вследствие чего показания прибора пропорциональны разности динамического (полного) и статического давления $\Delta p = p - p_0$.



Фиг. 12.6. Схема расходомера с ПВД.

1—динамическая трубка; 2—статическая трубка; 3—дифференциальный манометр.

Динамическая трубка, измеряющая давление p, поставлена отверстием против направления потока, а статическая, измеряющая давление p_0, поставлена таким образом, что плоскость ее отверстия совпадает с направлением скорости потока.

Основным требованием, которое предъявляется к приемнику воздушного давления как измерителю скорости в расходомере, является то, что он не должен искажать поле скоростей в потоке. В противном случае измеряемые давления p и p_0 будут отличаться от давлений в свободном потоке. Очевидно, что для выполнения этого требования размеры приемника воздушного давления должны быть достаточно малыми и во всяком случае значительно меньше диаметра трубопровода.

В качестве указателей в расходомерах с приемником воздушного давления применяются дифференциальные манометры.

Основные соотношения. Предположим, что V_0 — скорость потока, а p_0—давление в трубопроводе (см. фиг. 12.6). Легко видеть, что в устье приемника воздушного давления будет полная потеря скорости, в результате чего для устья можно принять скорость, равную нулю, а давление $p > p_0$.

Напишем уравнение Бернулли для какого-либо сечения трубопровода перед приемником и в его устье. Получим

$$\frac{V_0^2}{2} = \int_{p_0}^{p} \frac{dp}{\rho}. \tag{12.24}$$

Полагая процесс адиабатическим

$$\frac{p}{p_0} = \left(\frac{\rho}{\rho_0}\right)^{\gamma},$$

после интегрирования выражения (12.24) получим

$$\frac{V_0^2}{2} = \frac{\gamma}{\gamma - 1} \frac{p_0}{\rho_0}\left[\left(\frac{p}{p_0}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1\right]. \tag{12.25}$$

Если принять $\Delta p = p - p_0$, то выражение (12.25) примет вид

$$\rho_0 \frac{V_0^2}{2} = \frac{\gamma}{\gamma - 1} c\,\Delta p, \tag{12.26}$$

где

$$c = \frac{R^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1}{R - 1};$$

$$R = \frac{p}{p_0}.$$

Если скорость потока V_0 не очень велика, то, разлагая $R^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} = \left(1 + \frac{\Delta p}{p_0}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}$ в ряд по степеням $\frac{\Delta p}{p_0}$ и ограничиваясь линейными членами разложения, получим

$$\rho_0 \frac{V_0^2}{2} = \Delta p. \tag{12.27}$$

Подсчет показывает, что формула (12.27) справедлива с точностью до 2% для скорости потока, составляющей $^1/_5$ от скорости звука для соответствующей среды.

Расход (весовой) воздуха через трубопровод сечением S при скорости V_0 будет

$$Q = gS\rho_0 V_0. \tag{12.28}$$

Подставляя в это выражение значение V_0 из (12.26), найдем

$$Q = gS\sqrt{\frac{\gamma}{\gamma - 1} 2\rho_0 c\Delta p}, \tag{12.29}$$

при этом полагаем, что скорость V_0 постоянна по поперечному сечению трубопровода (или соответственно осреднена).

В общем случае скорость жидкости в различных точках поперечного сечения трубопровода неодинакова; скорость максимальна в центре трубопровода и убывает у стенок. Предположим, что известен закон распределения скорости по поперечному сечению, т. е. $V = V(r)$, где r—расстояние рассматриваемой точки от центра трубы. Объемный расход жидкости $\overline{V}$, протекающей через трубу со скоростью $V(r)$, будет

$$\overline{V} = 2\pi \int_0^{r_0} V(r)\, r\, dr. \tag{12.30}$$

Найдем такую среднюю скорость $V_{\text{ср}}$, при которой объемный расход будет равен расходу согласно выражению (12.30). Легко видеть, что

$$\bar{V}=SV_{\text{ср}}, \qquad (12.31)$$

где $S=\pi r_0^2$;

r_0 — радиус трубы.

Приравнивая выражения (12.30) и (12.31), найдем выражение для средней скорости

$$V_{\text{ср}}=\frac{2}{r_0^2}\int_0^{r_0} V(r)r\,dr. \qquad (12.32)$$

Если приемник воздушного давления устанавливается в центре трубопровода, то измеряемая им скорость будет выше средней скорости $V_{\text{ср}}$. Обозначим отношение скоростей $V_{\text{ср}}$ и V_0 через ε, т. е.

$$\varepsilon=\frac{V_{\text{ср}}}{V_0},$$

причем коэффициент ε характеризует неравномерное распределение скорости по сечению трубопровода. Весовой расход жидкости с учетом коэффициента неравномерности будет

$$Q=g\varepsilon S\sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1}\rho_0 c\Delta p}. \qquad (12.33)$$

Если сечение трубопровода, через которое протекает измеряемый поток, достаточно большое (при больших расходах), то измерения скорости потока можно произвести в нескольких точках и взять среднее значение.

4. Расходомеры, основанные на сравнении сил динамического давления с упругими силами

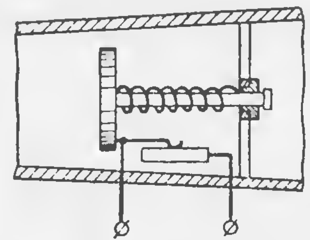
Общие замечания. Известно, что тело, помещенное в потоке жидкости, испытывает давление со стороны жидкости, причем сила динамического давления зависит от величины скорости жидкости. Если измерить эту силу, то можно составить представление о величине скорости, а следовательно, и расхода жидкости. Измерение сил динамического давления можно производить путем непосредственного сравнения их с упругими силами. Для этого в поток жидкости, расход которой должен быть измерен, помещают тело, например в виде диска (фиг. 12.7). Та часть трубопровода, в которой помещается тело, имеет коническую форму, при этом с увеличением расхода жидкости тело перемещается в сторону более широкой части трубопровода.

При обтекании тела возникает воздействующая на него сила которая будет пропорциональна квадрату скорости потока. Если

уравновешивать эту силу упругой силой пружины, то при разных скоростях потока, а значит при разных расходах, деформация пружины будет различной. Следовательно, по величине деформации пружины можно судить о расходе жидкости.

Непосредственное измерение перемещения вследствие его малости часто оказывается затруднительным, поэтому целесообразно преобразовать его в какую-либо электрическую величину. Для этой цели можно воспользоваться одним из методов, изложенных в гл. I. Следует только помнить, что так как сила динамического напора невелика, то для получения прибора достаточной чувствительности не всегда удается обойтись без усилителя.

Фиг. 12.7. Схема расходомера с индуктивным преобразователем.



Фиг. 12.8. Схема расходомера с омическим преобразователем.

На фиг. 12.7 приведена одна из возможных схем расходомера с индуктивным преобразователем. Возможно применение и других преобразователей, например омических (фиг. 12.8).

Основные соотношения. При помещении тела в поток жидкости на него воздействует сила

$$P_1=c_x S_1\frac{\rho V^2}{2}, \qquad (12.34)$$

где c_x — коэффициент сопротивления тела;

ρ — плотность жидкости;

S_1 — площадь миделя тела;

V — скорость потока в пространстве между телом и стенками трубопровода.

Предположим, что сила P_1 уравновешивается упругой силой пружины

$$P_2=kx, \qquad (12.35)$$

где k — коэффициент упругости;

x — деформация пружины.

Пренебрегая силой веса тела, находим, что

$$P_1 = P_2$$

или

$$c_x S_2 \frac{\rho V^2}{2} = kx. \qquad (12.36)$$

Из этого выражения определяется скорость потока

$$V = \sqrt{\frac{2kx}{c_x S_2 \rho}}. \qquad (12.37)$$

Весовой расход жидкости (топлива)

$$Q = (S_1 - S_2) g \rho V, \qquad (12.38)$$

причем площадь поперечного сечения S_1 трубопровода является функцией координаты x.

Если воспользоваться выражением (12.37), то вместо (12.38) получим

$$Q = g(S_1 - S_2) \sqrt{\frac{2k\rho x}{c_x S_2}}. \qquad (12.39)$$

Отсюда следует, что расход Q жидкости является функцией деформации x пружины. Таким образом, измерение расхода можно свести к измерению деформации x.

Для преобразования пропорциональной расходу механической величины в электрическую можно использовать уравновешенный или неуравновешенный мостик. Чтобы получить в первом случае непрерывные показания, необходимо применять специальную следящую систему с сервоприводом для балансировки мостика. В такой схеме точность прибора будет весьма высокой.

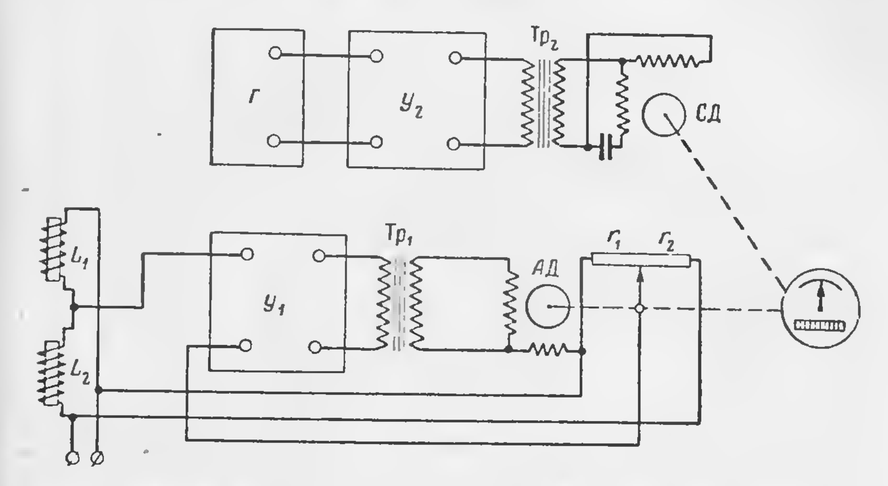
В схеме с неуравновешенным мостиком указательный прибор будет проще по конструкции, однако это упрощение приводит к меньшей точности показаний.

Особенности устройства. Авиационный расходомер с интегрирующим устройством служит для измерения мгновенного расхода топлива, а также для измерения количества топлива, израсходованного за определенный промежуток времени (за время полета).

Расходомер (фиг. 12.9) состоит из следующих основных элементов: чувствительного элемента пружинно-клапанного типа, индуктивного преобразователя, собранного по мостиковой схеме, электронного усилителя $У_1$, интегрирующего устройства и указателя. Интегрирующее устройство в свою очередь состоит из стопериодного генератора $Г$ синусоидальных колебаний, усилителя $У_2$, синхронного двигателя $СД$ и механического интегратора. Указатель расходомера является сложным прибором и имеет наряду с другими деталями асинхронный двигатель $АД$, служащий для балансировки мостика и установки стрелки прибора в соответствующее положение.

Питание схемы мостика производится переменным током.

Работа прибора заключается в следующем. При изменении расхода топлива изменяется положение пружинного клапана и связанное с ним положение сердечника катушек L_1 и L_2 мостика. Вследствие изменения индуктивностей равновесие мостика, состоящего из катушек самоиндукции L_1 и L_2 и сопротивлений r_1 и r_2, нарушится. При этом на вход усилителя $У_1$ будет подано напряжение с диагонали мостика. С выхода усилителя напряжение подается на трансформатор $Тр_1$ и на двухфазный асинхронный двигатель $АД$, при враще-



Фиг. 12.9. Принципиальная схема расходомера с интегрирующим устройством. СД—синхронный двигатель, АД—асинхронный двигатель.

нии которого движок перемещается по сопротивлениям r_1 и r_2 в соответствующем направлении, что приводит мостик в равновесное состояние. Одновременно с этим перемещается стрелка прибора. Таким образом, эта часть прибора показывает мгновенный расход топлива. В механическом интеграторе, который служит для суммирования мгновенных расходов, храповик перемещается с постоянной скоростью при помощи синхронного двигателя. Храповое колесо имеет такое число зубьев, что обеспечивается достаточная точность прибора. Число зубьев, перехватываемое храповиком за каждый оборот, является функцией расхода топлива, так что результирующее вращение храпового колеса будет пропорционально суммарному расходу

$$G = \int_0^t Q\,dt, \qquad (12.40)$$

где t — время;

Q — мгновенный расход.

Указатель рассматриваемого расходомера имеет две шкалы: шкалу мгновенных расходов в пределах 0—800 *кГ/час* с ценой деления 4 *кГ/час* и шкалу суммарных расходов.

5. Скоростные расходомеры

Общие замечания. Принцип действия скоростных расходомеров основан на зависимости скорости вращения крыльчатки (турбинки), помещенной в поток жидкости, от скорости потока. При этом для ненагруженной крыльчатки скорость вращения точно пропорциональна скорости потока. Следовательно, в скоростных расходомерах измерение скорости потока, а следовательно, и расход жидкости, сводится к измерению скорости вращения крыльчатки. На фиг. 12. 10 приведена зависимость скорости вращения крыльчатки от объемного расхода топлива в единицу времени для суммарного расходомера. Как видно, указанная зависимость является линейной. Если вместо скорости вращения измерять угол поворота вала крыльчатки, то получим величину, пропорциональную суммарному расходу жидкости за время вращения крыльчатки.



Фиг. 12. 10. Зависимость скорости вращения крыльчатки от объемного расхода жидкости.

Скорость вращения крыльчатки зависит не только от величины расхода, но также от вязкости жидкости, поэтому с изменением вязкости (например, вследствие изменения температуры или сорта жидкости) показания прибора будут изменяться. Обычно скоростные расходомеры градуируются в объемных единицах расхода, например в *л/час* (мгновенный расход).

Так как для получения неискаженного показания прибора крыльчатка должна быть ненагруженной, сигнал, который можно получить от чувствительного элемента, чрезвычайно мал. Поэтому при выборе указателя расходомера встречаются большие трудности. Обычно сигналы чувствительного элемента расходомера преобразовываются в электрические сигналы. Для этой цели можно связать крыльчатку с постоянным магнитом, который будет являться ротором специального тахогенератора, или с электромеханическим прерывателем. В первом случае напряжение тахогенератора будет пропорционально скорости вращения крыльчатки. Измерив это напряжение, получим величину, пропорциональную мгновенному расходу. Для получения суммарного расхода необходимо подать напряжение тахогенератора на интегрирующее устройство. Во втором случае

число импульсов электрического тока пропорционально числу оборотов крыльчатки. Если измерить число импульсов за время работы прибора, то получим суммарный расход. Применение специальных схем позволяет получить также величину мгновенного расхода.

В качестве указателей мгновенного расхода в расходомерах применяются приборы магнитоэлектрической системы, а суммарного расхода — электромагнитные счетчики импульсов.

Основные соотношения. Скорость вращения (число оборотов) крыльчатки с достаточной точностью пропорциональна скорости жидкости, т. е.

$$n=k'V, \tag{12.41}$$

где n — число об/мин;
V — скорость жидкости;
k' — коэффициент пропорциональности.

Если сигнал крыльчатки преобразовывается в электрический сигнал посредством тахогенератора, то напряжение на зажимах тахогенератора

$$u=k''n=k'k''V. \tag{12.42}$$

Мгновенный объемный расход топлива находим из соотношения

$$\overline{V}=SV=\frac{S}{k'k''}u, \tag{12.43}$$

где S — площадь трубопровода.

Следовательно, мгновенный объемный расход $\overline{V}$ пропорционален напряжению тахогенератора. Суммарный расход

$$G=\frac{S}{k'k''}\int_0^t u\,dt. \tag{12.44}$$

Если сигнал крыльчатки преобразовывается в электрический сигнал посредством прерывателя, то число n_1 прерываний в единицу времени пропорционально числу оборотов n крыльчатки в единицу времени, т. е.

$$n_1=k_1n \tag{12.45}$$

или с учетом выражения (12. 41)

$$n_1=k'k_1V. \tag{12.46}$$

Мгновенный объемный расход

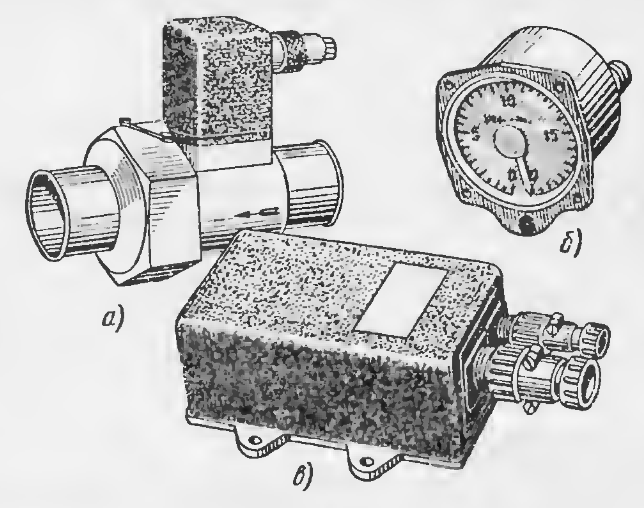
$$\overline{V}=\frac{S}{k'k_1}n_1. \tag{12.47}$$

Таким образом, измерение мгновенного объемного расхода $\overline{V}$ сводится к измерению числа электрических импульсов в единицу време-

ни. Для получения суммарного расхода G следует просуммировать общее число импульсов за время работы прибора. Если обозначить через N общее число импульсов за время t, то для суммарного расхода получим выражение

$$G=\frac{S}{k' k_1} N. \tag{12.48}$$

Особенности устройства скоростных расходомеров. В качестве примеров рассмотрим схемы и особенности кон-



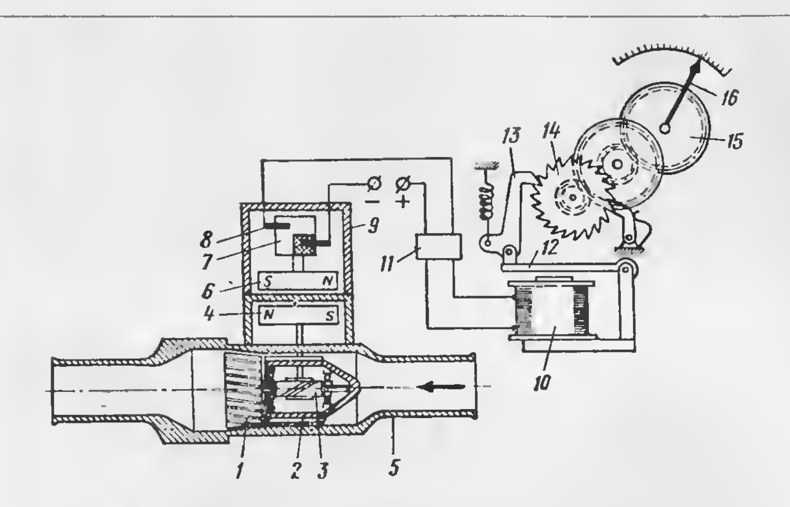
Фиг. 12. 11. Комплект расходомера РТС-16.
а—датчик, *б*—указатель, *в*—тиратронный прерыватель.

струкции электрических суммирующих расходомеров СРБ-6 и РТС-16 и электрического расходомера мгновенного и суммарного расходов РТМС-4. Первый из этих приборов применяется на самолетах с поршневыми двигателями, а второй и третий — на самолетах с газотурбинными двигателями. Так как приборы СРБ-6 и РТС-16 имеют аналогичные конструкции и схемы, то достаточно рассмотреть один из них, например расходомер типа РТС-16.

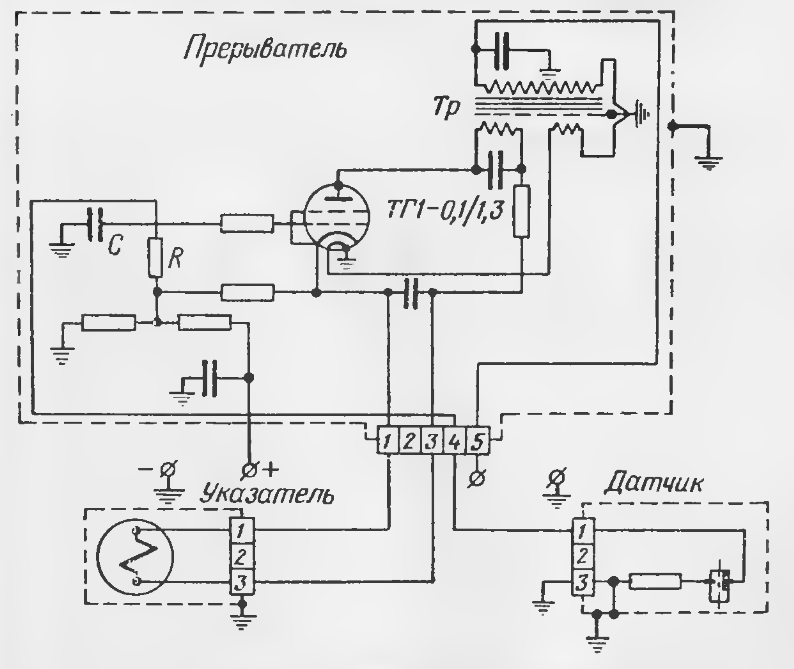
В комплект расходомера РТС-16 (фиг. 12. 11) входят: датчик (*а*), указатель (*б*) и тиратронный прерыватель (*в*).

На фиг. 12. 12 приведена электрокинематическая схема прибора, а на фиг. 12. 13—принципиальная электрическая схема.

Принцип действия расходомера основан на однозначной зависимости скорости вращения крыльчатки от скорости протекающего через датчик топлива. Скорость вращения крыльчатки при помощи редуктора и магнитной муфты преобразовывается в импульсном механизме в пропорциональное число импульсов, причем за 30 оборотов крыльчатки контактная система импульсного механизма посылает на сетку тиратрона один импульс.



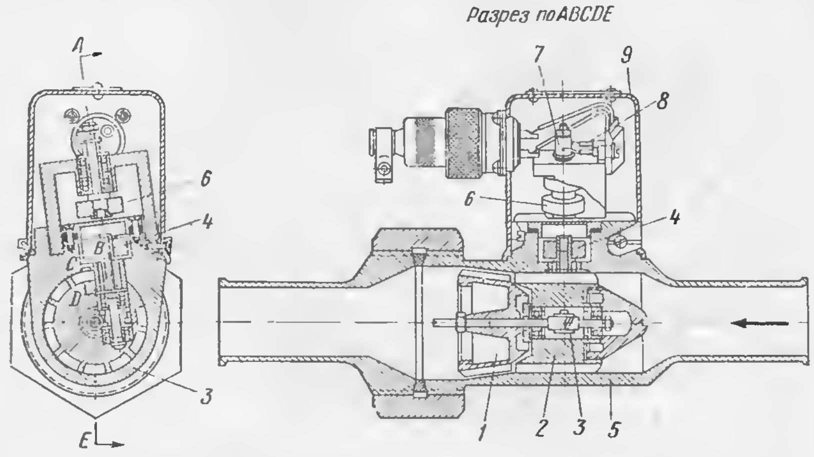
Фиг. 12. 12. Электрокинематическая схема расходомера РТС-16.
1—крыльчатка, *2*—направляющий аппарат, *3*—червячный редуктор, *4*—ведущий магнит, *5*—корпус датчика, *6*—ведомый магнит, *7*—прерыватель, *8*—щеточные контакты, *9*—кожух, *10*—реле указателя, *11*—тиратронный прерыватель, *12*—якорь реле, *13*—собачка, *14*—храповое колесо, *15*—редуктор, *16*—стрелка.



Фиг. 12. 13. Принципиальная схема расходомера РТС-16.

В анодную цепь тиратрона (см. фиг. 12. 13) включено реле указателя. Тиратрон питается через силовой трансформатор *Тр* переменным током напряжением 48 *в*, частотой 400 *гц*. Тиратронный прерыватель выполняет роль селективного устройства по отношению к полезным импульсам датчика.

Зажигание тиратрона и подача импульсов в указатель происходят при подаче на сетку нулевого потенциала, т. е. когда контакты импульсного механизма датчика разомкнуты. При замыкании контактов импульсного механизма, как видно из схемы фиг. 12. 13, на



Фиг. 12. 14. Конструкция датчика расходомера РТС-16.

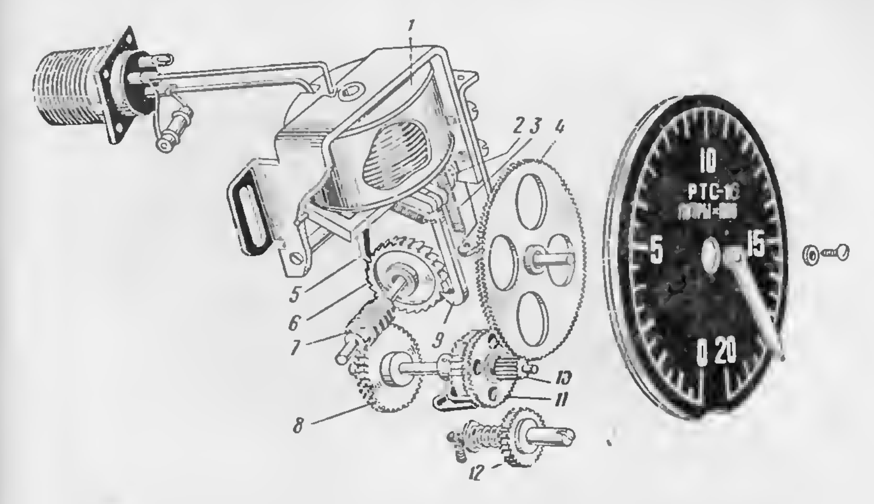
1—крыльчатка. *2*—направляющий аппарат. *3*—червячный редуктор. *4*—ведущий магнит. *5*—корпус датчика. *6*—ведомый магнит. *7*—прерыватель реле. *8*—щеточные контакты. *9*—кожух.

сетку подается отрицательное напряжение порядка 5 *в*, при котором тиратрон гаснет и, следовательно, реле указателя обесточивается. Таким образом, число срабатываний реле указателя пропорционально числу оборотов крыльчатки, и, следовательно, расходу топлива. Реле указателя через редуктор приводит в движение стрелку указателя, которая показывает остаток топлива в одной группе баков самолета.

Основными элементами датчика прибора (см. фиг. 12. 12 и 12. 14) являются: крыльчатка *1* с направляющим аппаратом *2*, червячный редуктор *3* и ведущий магнит *4* магнитной муфты, смонтированные в корпусе *5* датчика. Вращение крыльчатки через червячный редуктор с передаточным отношением 1 : 30 сообщается ведущему магниту, а следовательно, и ведомому магниту *6*. На валу ведомого магнита укреплен импульсный механизм с прерывателем *7*, по которому скользят щеточные контакты *8* из платиноиридиевого сплава. Импульсный механизм преобразовывает скорость вращения вала крыльчатки в электрические импульсы, число которых пропорционально

числу оборотов крыльчатки. Импульсный механизм вместе с ведомым магнитом заключен в брызгонепроницаемый металлический кожух *9*. Подвод напряжения к импульсному механизму осуществляется через трехштырьковый штепсельный разъем.

Датчик расходомера включается в топливную магистраль двигателя (на самолете с несколькими двигателями на каждый двигатель ставится отдельный прибор) таким образом, что топливо проходит через направляющий аппарат, а затем через крыльчатку, приводя ее во вращение. Чем больше расход топлива, тем больше скорость вра-



Фиг. 12. 15. Кинематическая схема указателя расходомера РТС-16.

1—реле. *2*—кронштейн. *3*—пружина. *4*, *8*, *10*, *11*, *12*—зубчатые колеса. *5*—стопорная собачка. *6*—храповое колесо. *7*—червяк. *9*—собачка.

щения крыльчатки. Изменение скорости вращения крыльчатки при данном расходе осуществляется перемещением крыльчатки в осевом направлении. При этом чем меньше зазор между поверхностью крыльчатки и корпусом датчика, тем больше скорость вращения крыльчатки. При расходе топлива 4000 *л/час* крыльчатка развивает 1466 об/мин.

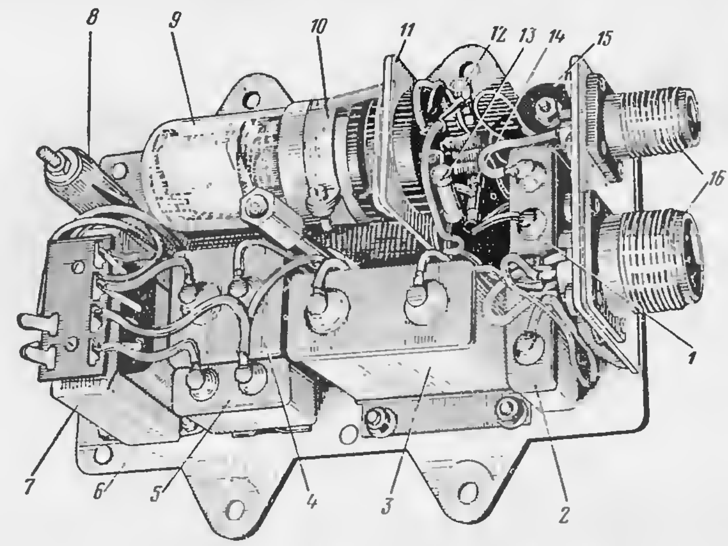
Применение магнитной муфты для привода импульсного механизма обеспечивает защиту прибора от проникания топлива и его паров, что увеличивает надежность и взрывобезопасность прибора.

В качестве указателя (фиг. 12. 15) в расходомерах СРБ-6 и РТС-16 применяется электромагнитный счетчик электрических импульсов. Основными элементами указателя являются электромагнитное реле с храповым механизмом, редуктор, механизм перевода стрелок, шкала и стрелка.

Электромагнитное реле *1*, срабатывая при каждом импульсе, поворачивает храповое колесо *6* на один зуб посредством собачки *9*.

Стопорная собачка *5* предохраняет храповое колесо от проворачивания. Редуктор передает вращение храпового колеса на стрелку прибора с передаточным отношением 1 : 6350.

Устройство для перевода стрелки указателя позволяет устанавливать стрелку на любое деление шкалы, соответствующее количеству топлива в баках самолета. Для перевода стрелки необходимо отверткой нажать в прорезь оси зубчатого колеса *12* и вращать в нужную сторону. Зубчатое колесо *12* сцепляется с колесом *11*, на



Фиг. 12. 16. Тиратронный прерыватель расходомера РТС-16.

1, 2, 3, 4, 5—конденсаторы, *6*—шасси, *7*—трансформатор, *8, 12, 13, 14*—сопротивления, *9*—тиратрон, *10*—крепление, *11*—стенка, *15*—делитель напряжения, *16*—штепсельные разъемы.

оси которого укреплено колесо *10*. Колесо *10* сцепляется с колесом *4*, на оси которого укреплена стрелка.

Тиратронный прерыватель, смонтированный в виде отдельного блока (фиг. 12. 16), состоит из силового трансформатора *7*, тиратрона *9* типа ТГ1-0,1/1,3, конденсаторов *1, 2, 3, 4, 5*, сопротивлений *8, 12, 13, 14* и делителя напряжения *15*, электрически соединенных по схеме фиг. 12. 13 и смонтированных на шасси *6*.

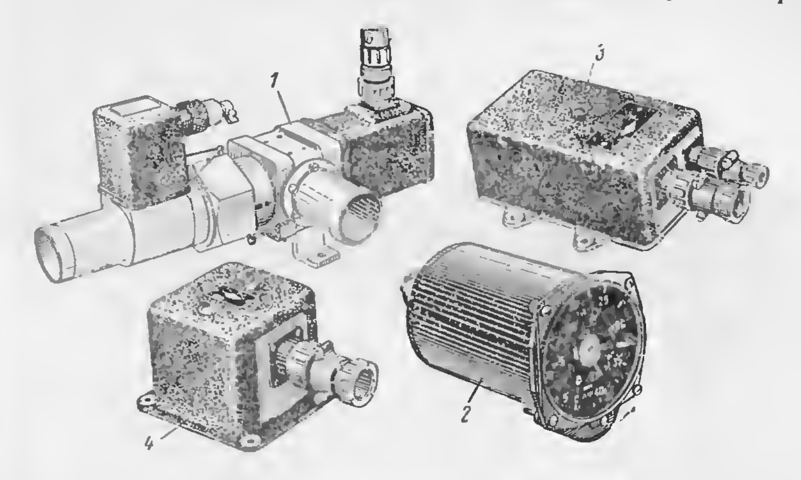
Питание анодной цепи и цепи накала осуществляется через силовой трансформатор *7*.

Для отвода переменной составляющей анодного тока от реле служит блокирующий конденсатор *3* емкостью 10 *мкф*.

Контур *RC*, состоящий из сопротивления *12* на 300 *ком* и конденсатора *2* емкостью 1 *мкф* и имеющий постоянную времени 0,3 сек., включен в цепь сетки и служит для задерживания вспышки тиратрона при ложном размыкании контактов датчика. Длительность полезного сигнала при наибольшем расходе не менее 0,5 сек.

Потенциометр *15*, состоящий из двух сопротивлений 400 и 1600 *ом*, является делителем напряжения; остальные сопротивления и емкости служат для подавления помех радиоприему.

Расходомер РТС-16 имеет следующие технические характеристики: диапазон измерения суммарного расхода 0—20 000 *л* на режимах от 1200 до 16 000 *л/час*; погрешность измерения в нормальных условиях не более ±2,5% от номинального значения, при температу-



Фиг. 12. 17. Комплект расходомера РТМС-4.

1—датчик, *2*—указатель, *3*—прерыватель, *4*—трансформатор

рах +50° C и —60° C не более ±4,5%; перепад давлений на датчике при расходе 16 000 *л/час* не превышает 0,25 *кГ/см²* при вращающейся крыльчатке и 0,4 *кГ/см²* при заторможенной крыльчатке; потребляемая мощность 40 *вт*.

Расходомер РТМС-4 предназначен для измерения мгновенного и суммарного расходов топлива и дает показания часового расхода на один двигатель и суммарного остатка топлива в топливных баках самолета.

Комплект расходомера (фиг. 12. 17) состоит из датчика *1*, указателя *2*, прерывателя *3* и трансформатора *4* (один трансформатор на два комплекта).

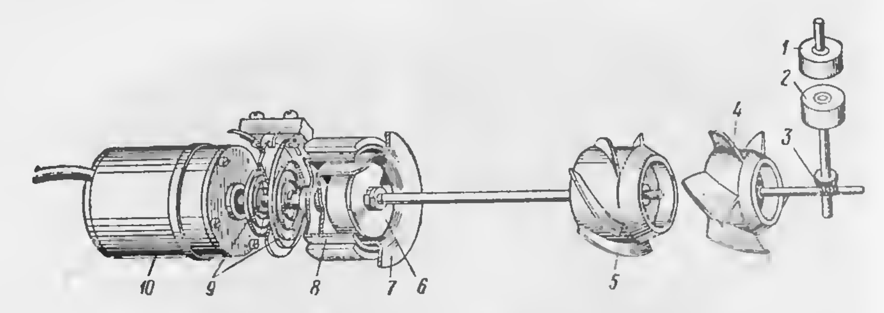
Указатель имеет две шкалы: с диапазоном 0—25 000 *л* для указания остатка топлива в баках самолета и с диапазоном 0—4000 *л/час* для указания мгновенного расхода топлива.

Принцип действия расходомера РТМС-4 (фиг. 12. 18) заключается в том, что протекающее через датчик топливо приводит во вращение две крыльчатки—одну *4* суммарного, а другую *5* мгновенного расхода топлива. Так как та часть расходомера РТМС-4, которая

предназначена для измерения суммарного расхода топлива, не имеет принципиальных отличий от расходомера РТС-16, то на ней остановимся только попутно.

Вращение крыльчатки *4* через червячную передачу *3* передается магниту *2*, который вместе с магнитом *1* образует бесконтактную следящую систему. Эти магниты отделены друг от друга дюралюминиевой пластинкой.

Суммирование получаемых с прерывателя электрических сигналов, число которых пропорционально расходу топлива, производится аналогично тому, как это осуществляется в приборе РТС-16.



Фиг. 12. 18. Кинематическая схема расходомера РТМС-4.

1, 2, 6—магниты. *3*—червячная передача. *4, 5*—крыльчатки, *7*—кожух. *8*—стакан. *9*—пружины. *10*—сельсин-датчнк.

Крыльчатка *5* мгновенного расхода топлива приводит во вращение магнит *6*, закрытый кожухом *7*, который окружен стаканом *8*, находящимся на оси бесконтактного сельсина-датчика *10*. При вращении магнита *6* стакан *8* начинает поворачиваться вследствие взаимодействия магнитного поля постоянного магнита с магнитным полем вихревых токов в стакане. Повороту стакана противодействуют пружины *9*. Следовательно, угол поворота стакана будет пропорционален силе вихревых токов, т. е. в конечном счете скорости вращения крыльчатки.

Синхронно с ротором сельсина-датчика поворачивается ротор сельсина-приемника, на оси которого укреплена стрелка.

Принципиальная схема указателя прибора приведена на фиг. 12. 19. Помимо элементов, свойственных указателю суммарного расходомера, здесь имеется сельсин-приемник *15*, на оси которого укрепляется стрелка *17*.

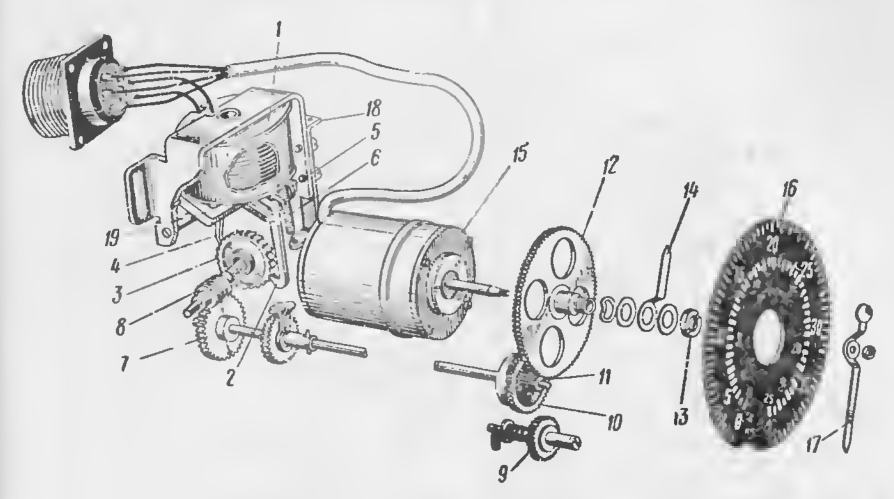
Принципиальная электрическая схема расходомера РТМС-4 приведена на фиг. 12. 20.

Р а с ч е т с к о р о с т н ы х р а с х о д о м е р о в. Исходными данными для расчета скоростных расходомеров служат диапазон измерения по мгновенному и суммарному расходу, требуемая точность и допустимый перепад давлений.

Задачей расчета крыльчатки является определение зависимости скорости ее вращения и погрешностей от мгновенного расхода топлива, оценка правильности произведенного выбора параметров крыльчатки с точки зрения обеспечения требуемой точности и допустимого перепада давлений.

Расчет можно производить по следующей схеме.

1) Выбор параметров крыльчатки.



Фиг. 12. 19. Принципиальная схема указателя расходомера РТМС-4.

1—реле. *2, 4*—собачки. *3*—храповое колесо, *5*—винт. *5*—пружина. *8*—червяк. *7, 9, 10. 11. 12*—зубчатые колеса, *13*—втулка, *14, 17*—стрелкн. *15*—сельсин-приемник. *16*—шкала. *18*—стойка. *19*—корпус.

Определяем проходное сечение крыльчатки

$$S=\frac{Q}{\gamma\vartheta}\ [см^2],$$

где Q — максимальное значение мгновенного расхода в *Г/сек*;
γ — удельный вес топлива в $Г/см^3$;
ϑ — скорость протекания топлива в *см/сек*.

Определяем габаритные параметры крыльчатки

$$R=\sqrt{\frac{S+\pi r^2}{\pi}}\ [см];$$

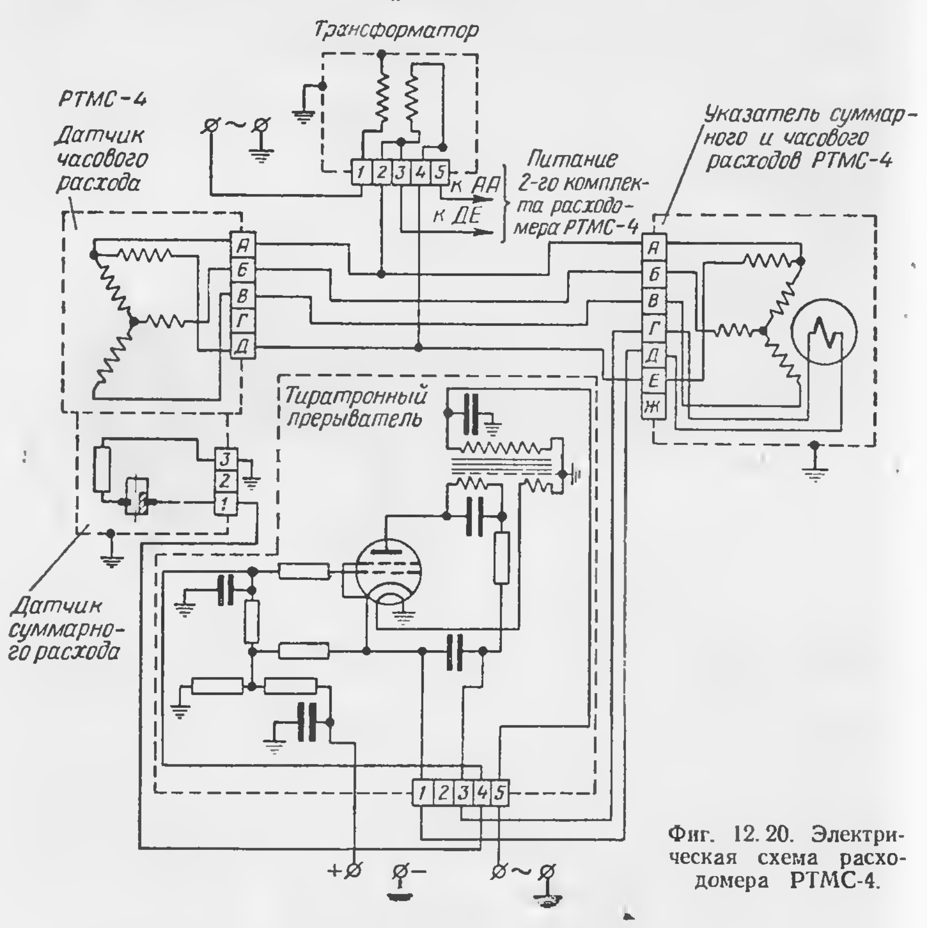
$$h=R-r\ [см],$$

где R — наружный радиус крыльчатки в *см*;
r — внутренний радиус крыльчатки, выбираемый из конструктивных соображений, в *см*;
h — длина лопасти в *см*.

Выбираем гидравлический шаг крыльчатки.

В существующих авиационных расходомерах гидравлический шаг принимается равным

$$k_к = 5-20 \text{ см.}$$



Фиг. 12.20. Электрическая схема расходомера РТМС-4.

Определяем угол наклона лопастей крыльчатки

$$\beta = \operatorname{arc\,tg} \frac{k_к}{2\pi r}.$$

Находим длину крыльчатки

$$l = \frac{k_к}{z},$$

где z — число лопастей (обычно $z = 5-10$).

2) Расчет нагрузочного момента.

Работоспособность расходомера определяется неравенством

$$M_д \geqslant M_н,$$

где $M_д$ — движущий момент,
$M_н$ — нагрузочный момент.

Нагрузочный момент, действующий на крыльчатку в реальных условиях, равен

$$M_н = M_{т.п} + M_ж + M_{пр} = \psi(Q),$$

где $M_{т.п}$ — приведенный момент трения в подшипниках и редукторе;
$M_ж$ — момент жидкостного трения, создаваемый жидкостью, движущейся относительно поверхности крыльчатки;
$M_{пр}$ — момент, потребный для приведения в действие преобразователя.

Момент трения $M_{т.п}$ вычисляется по известным формулам и величина его будет зависеть от вида опоры крыльчатки.

Момент $M_{пр}$, так же как и момент трения $M_{т.п}$, зависит от типа преобразователя.

Например, в применяемых в настоящее время суммарных расходомерах момент $M_{пр}$ определяется величиной контактного давления p скользящих контактов прерывателя. Для преобразователя с прерывателем потребный момент можно найти по формуле

$$M_{пр} = \mu d_п p \frac{i}{\eta} \; [Гсм],$$

где μ — коэффициент (0,15—0,25);
p — контактное давление в $Г$;
$d_п$ — диаметр прерывателя;
i — передаточное число от оси вращения крыльчатки к оси прерывателя;
η — к. п. д. редуктора.

Для приближенного расчета момента $M_ж$ можно воспользоваться соотношением

$$M_ж = 2\pi r \tau_a [rl \cos\beta + h(R + r)] \; [Гсм],$$

где τ_a — напряжение трения в $Г/см^2$.

Для определения напряжения трения можно воспользоваться формулой Дарси—Вейсбаха, которая в нашем случае принимает вид

$$\tau_a = \frac{\lambda}{8\pi^2} \rho \frac{Q^2}{(R^2 - r^2)(\sin\beta)^2} \; (Г/см^2),$$

где ρ — плотность топлива в $Г\,сек^2/см^4$;
Q — мгновенный расход в $см^3/сек$;
R, r — внешний и внутренний радиусы крыльчатки;
β — угол наклона лопастей крыльчатки;
λ — коэффициент сопротивления.

Коэффициент сопротивления λ зависит от режима потока: для ламинарного потока (Re<2320)

$$\lambda=\frac{64}{\mathrm{Re}};$$

для турбулентного потока (Re>2320)

$$\lambda=\frac{0,3164}{\sqrt[4]{\mathrm{Re}}},$$

где Re — число Рейнольдса.

Для некруглых сечений число Рейнольдса равно

$$\mathrm{Re}=\frac{4R_{г}Q}{\pi\nu(R^2-r^2)\sin\beta},$$

где ν — кинематический коэффициент вязкости в *см²/сек* (для керосина $\nu=(2,1-3)\,10^{-2}$ *см²/сек*);

$R_{г}$ — гидравлический радиус.

Гидравлический радиус вычисляется по формуле

$$R_{г}=\frac{R^2-r^2}{2\left[R+r+\dfrac{hz}{\pi\sin\beta}\right]}\ [см].$$

Расчет нагрузочного момента заканчивается определением зависимости суммарного нагрузочного момента от расхода, т. е.

$$M_{н}(Q).$$

3) Определение погрешности от нагрузки $\varepsilon_{н}$ при измерении расхода без учета утечки

$$\varepsilon_{н}=100\frac{n-n_{ид}}{n_{ид}}=-\frac{n_{з}}{n_{ид}}100\%,$$

где $n_{ид}$ — скорость вращения идеальной крыльчатки в об/мин;

n — скорость вращения крыльчатки с учетом нагрузочного момента;

$n_{з}$ — скорость закрутки потока.

Скорость вращения идеальной крыльчатки

$$n_{ид}=\frac{60Q}{Sk_{к}}\ [об/мин],$$

где S — проходное сечение в *см²*;

Q — мгновенный расход в *см³/сек;*

$k_{к}$ — гидравлический шаг крыльчатки в *см.*

Скорость закрутки потока

$$n_{з}=\frac{60M_{н}}{\pi\rho Q(R^2+r^2)}\ [об/мин].$$

Критерием оценки правильности произведенного выбора параметров крыльчатки служит обеспечение требуемой точности во всем диапазоне измерения мгновенного расхода.

В случае превышения величины допустимой погрешности необходимо уточнить длину крыльчатки

$$l_{к}\geqslant\frac{k_{к}}{z}\,\frac{1}{1-\dfrac{\varepsilon_{н\,max}}{100}},$$

где $l_{к}$ — необходимая длина крыльчатки;

l — первоначально выбранная длина;

$\varepsilon_{н}$ — максимальная погрешность измерения из-за нагрузки в %.

6. Объемные расходомеры

Принцип действия объемных расходомеров основан на использовании устройств, обеспечивающих подачу мерных объемов жидкости через трубопровод. В качестве таких устройств используются обратимые жидкостные насосы типа коловратных, ротационно-кольцевых, поршневых, винтовых и др. Если известен объем жидкости, проходящей через расходомер за один рабочий цикл, то измерение расхода сводится к измерению числа циклов.

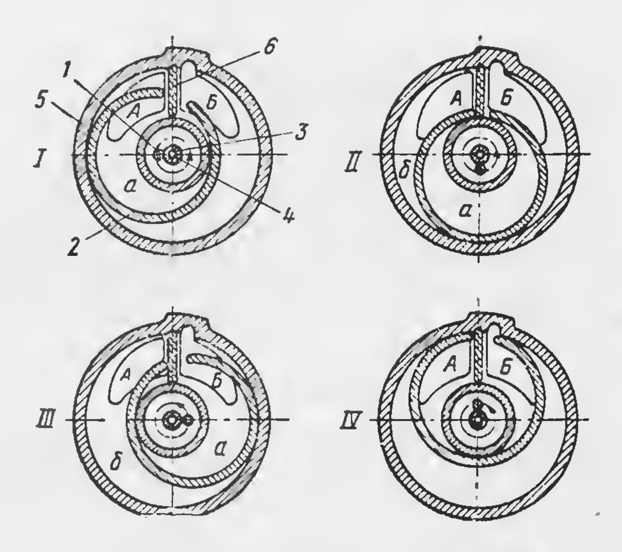
Объемные расходомеры позволяют измерять объемный расход с большой точностью, так как вязкость жидкости не влияет на работу чувствительного элемента прибора, в чем и состоит основное преимущество объемных расходомеров. К числу недостатков их следует отнести: габариты и вес датчика, бóльшие, чем в расходомерах других типов; возможность закупоривания топливной магистрали при выходе из строя датчика прибора.

Электрическая часть объемных расходомеров может быть выполнена такой же, как в скоростных расходомерах, поэтому рассматривать ее не будем.

Рассмотрим в качестве примера принцип действия объемного расходомера ротационного типа (фиг. 12.21). В этом расходомере поток топлива приводит в движение мерную чашку, непрерывно передающую определенные объемы топлива. Движение чашки передается через редуктор, кулачок и качалку на контактную систему. Импульсы с этой системы посылаются в электрический счетный механизм.

Работа чувствительного элемента заключается в следующем (см. фиг. 12.21). Топливо через подводящий трубопровод и отверстие *А* поступает в мерную камеру *5*. Проходя через мерную камеру, топливо приводит в движение чашку *2*, а затем через выходное отверстие *Б* в дне камеры поступает в трубопровод. При движении мерной чашки ее палец *1*, укрепленный в центре, обкатывается по ролику *3*, который вращается на оси *4*, укрепленной в центре мерной камеры.

Размеры камеры и чашки подобраны так, что при движении чашка своей внутренней поверхностью непрерывно соприкасается с внутренним стаканом мерной камеры, а внешней поверхностью— с наружным стаканом. Вследствие этого между чашкой и камерой образуются две полости, непрерывно заполняемые топливом и опорожняемые. На фиг. 12.21 показаны четыре последовательных положения чашки в течение одного оборота. В положении *I* топливо



Фиг. 12.21. Схема мерной системы объемного расходомера.

1—палец, *2*—графитовая чашка, *3*—ролик, *4*—ось, *5*—камера, *6*—перегородка.

через отверстие *А* камеры и расположенное против него отверстие чашки заполняет полость *а* между чашкой и внутренним стаканом камеры. Под напором топлива чашка постепенно перемещается. При этом (положение *II*) продолжается заполнение полости *а* и начинается заполнение полости *б*, образовавшейся между чашкой и наружным стаканом камеры. В положении *III* заканчивается заполнение полости *а*, а полость *б* продолжает заполняться. При дальнейшем движении чашки начинается опоражнивание полости *а* через выходное отверстие камеры и продолжается заполнение полости *б*.

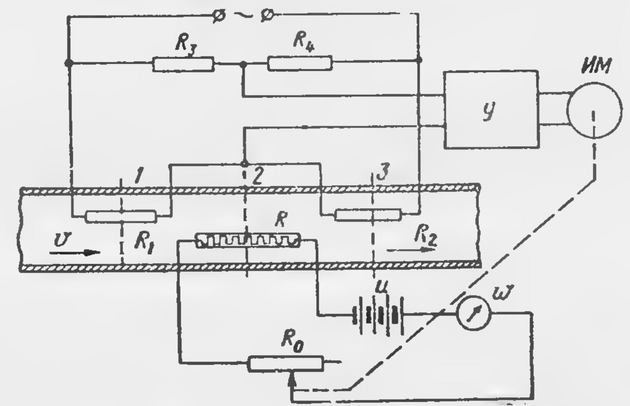
Объемные расходомеры находят применение в лабораторных исследованиях двигателей. В качестве бортовых эти приборы не применяются.

7. Тепловые расходомеры

Принцип действия тепловых расходомеров основан на изменении теплопередачи помещенного в поток жидкости тела при изменении скорости потока.

Возможны два варианта тепловых расходомеров.

В первом варианте теплового расходомера в поток жидкости помещают нагретое тело, температура которого будет функцией расхода. Следовательно, по измерению температуры тела можно судить о расходе жидкости. Недостатком приборов этого типа является зависимость показаний от температуры жидкости, вследствие чего они почти не находят применения.



Фиг. 12.22. Принципиальная схема теплового расходомера.

1, 2, 3—сечения трубопровода.

Во втором варианте теплового расходомера температура жидкости в некотором сечении трубопровода повышается на определенную постоянную величину, для чего применяется специальный обогревательный элемент. Для поддержания постоянного перепада температур при различных расходах жидкости к обогревательному элементу необходимо подводить различное количество тепла. Вполне очевидно, что в этом варианте теплового расходомера показания прибора не будут зависеть от температуры жидкости.

На фиг. 12.22 приведена принципиальная схема, реализующая идею теплового расходомера. В сечении *2* трубопровода установлен обогревательный элемент, который присоединен к источнику напряжения u последовательно с реостатом R_0. Мощность, потребляемая обогревательным элементом, измеряется прибором w. В сечениях *1* и *3* трубопровода установлены сопротивления R_1 и R_2 (с отличным от нуля температурным коэффициентом), образующие два плеча мостиковой схемы. Два других плеча образованы сопротивлениями R_3 и R_4 (с нулевым температурным коэффициентом). Напряжение с измерительной диагонали мостика подается на усилитель *У* и исполнительный механизм *ИМ*.

Сопротивления мостика подбираются так, чтобы при заданном перепаде температур, обеспечиваемом обогревательным элементом, мостик находился в равновесии. С возрастанием расхода возникает разбаланс мостика, вследствие чего срабатывает исполнительный механизм, который изменяет силу тока в обогревательном элементе в таком направлении, чтобы восстановить равновесие мостика.

Если обогревательный элемент обеспечивает нагрев жидкости на $\Delta\vartheta$ °C, то мощность его будет

$$Q = cG_{\text{т}}\Delta\vartheta, \qquad (12.49)$$

где c — теплоемкость;

$G_{\text{т}}$ — расход жидкости в единицу времени.

Отсюда видно, что при $\Delta\vartheta = \text{const}$

$$Q \equiv G_{\text{т}}, \qquad (12.50)$$

т. е. количество тепла, рассеиваемое обогревательным элементом в единицу времени, пропорционально мгновенному расходу жидкости. В свою очередь Q определяется по формуле

$$Q = 0{,}24 i^2 R,$$

где i — сила тока в обогревательном элементе;

R — сопротивление цепи.

Таким образом, измерение расхода можно свести к измерению мощности, потребляемой обогревательным элементом.

В выполненных тепловых расходомерах перепад температур выбирается равным 0,5—1° С, при этом потребляемая обогревательным элементом электрическая мощность достигает 0,5—1 *квт*.

8. Электромагнитные расходомеры

Электромагнитный расходомер позволяет измерять расход агрессивных, ядовитых, воспламеняющихся и других опасных жидкостей, обладающих удельным электрическим сопротивлением, не превышающим 100 000 $ом/см^3$.

Принцип действия электромагнитного расходомера основан на прямом использовании закона электромагнитной индукции. При этом роль движущегося в магнитном поле проводника выполняет сама жидкость, которая должна быть проводящей. Магнитное поле, ось которого должна быть перпендикулярна направлению движения жидкости (оси трубопровода), может быть создано посредством электромагнита (фиг. 12.23).

Э. д. с., наводимая в приборе,

$$E = 10^{-8} B l V \ [\text{в}], \qquad (12.51)$$

где B — магнитная индукция;

l — длина проводника (равная диаметру трубопровода);

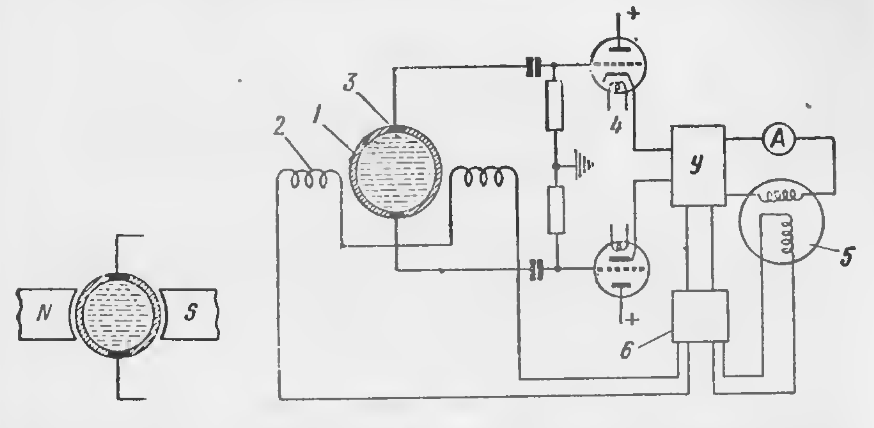
V — скорость течения жидкости (скорость проводника).

Если магнитная индукция B постоянна, то э. д. с. пропорциональна скорости потока, а следовательно, объемному расходу жидкости. Проинтегрировав величину E, получим суммарный расход жидкости.

Преимуществами электромагнитного расходомера являются:

1) в трубопровод не вводятся никакие устройства, вызывающие потерю напора; 2) выходные сигналы пропорциональны скорости потока; 3) в датчике отсутствуют подвижные части, что позволяет измерять быстро изменяющиеся расходы; 4) показания прибора не зависят от вязкости и плотности жидкостей.

Фиг. 12.23. Схема электромагнитного расходомера.



Фиг. 12.24. Принципиальная схема электромагнитного расходомера.

1—патрубок расходомера, *2*—электромагнит, *3*—электрод, *4*—катодный повторитель, *5*—счетчик ватт-часов, *6*—источник тока.

На фиг. 12.24 показана возможная принципиальная схема прибора. Датчиком прибора является отрезок трубопровода (патрубок) *1* с обмотками электромагнита *2* и электродами *3*, встроенными в корпус патрубка. Патрубок изготовляется из немагнитного нетокопроводящего материала (например, из немагнитной стали с соответствующей изоляцией). Электромагнит питается переменным током, так как постоянный ток вызывает электролиз.

Электрический сигнал, снимаемый с электродов, подается на катодный повторитель *4*, служащий для согласования импедансов датчика и усилителя *У*.

Усиленный сигнал подается на миллиамперметр *А*, дающий показания мгновенных расходов. Для получения суммарных расходов применен интегратор в виде счетчика ватт-часов *5*.

Электромагнитные расходомеры находят применение на летательных аппаратах с жидкостно-реактивными двигателями.

Глава XIII

ПРИБОРЫ ДЛЯ ИЗМЕРЕНИЯ МОЩНОСТИ, КРУТЯЩЕГО МОМЕНТА И ТЯГИ АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

1. Общие сведения

Одной из основных характеристик поршневого и турбовинтового авиационных двигателей является мощность. Без точного знания величины мощности, развиваемой этими двигателями, трудно задавать и поддерживать оптимальные режимы работы силовых установок в полете. Для непрерывного измерения мощности в полете необходимо применять соответствующие измерительные приборы. Вместе с тем такие приборы могут оказаться весьма ценными в качестве чувствительных элементов в автоматических регуляторах, применяемых для регулирования режима работы двигателя и режима полета. Работа высотных турбовинтовых двигателей на высотах ниже расчетной возможна только при автоматическом ограничении их мощности. Очевидно, что в этом случае измерители мощности окажутся незаменимыми устройствами в автоматах ограничения мощности.

Измерение мощности авиационных двигателей в полете связано со значительными трудностями. Объясняется это тем, что мощность не является непосредственно измеряемой физической величиной и для измерения мощности следует измерять другие величины, так или иначе с нею связанные.

Как известно, мощность поршневого и турбовинтового двигателей (выражения в *л. с.*) может быть определена по одной из следующих формул:

$$N_{эф} = \frac{M_{кр} n}{716,2}; \qquad (13.1)$$

$$N_V = \frac{PV}{75}. \qquad (13.2)$$

Для поршневого авиационного двигателя, кроме того, справедлива формула

$$N_{эф} = \frac{v_h p_{эф} n}{71,62}. \qquad (13.3)$$

Во всех этих формулах $N_{эф}$— эффективная мощность в *л. с.*; N_V— тяговая мощность в л. с.; $M_{кр}$— крутящий момент двигателя в *кГм*; n — число об/мин; $p_{эф}$— среднее эффективное давление в цилиндрах в *кГ/см*^{2}; v_h— рабочий объем цилиндров в *л*; P — тяга в *кГ*; V— скорость полета в *м/сек*.

В соответствии с формулами (13.1), (13.2) и (13.3) возможно применение следующих методов измерения мощности авиационного двигателя в полете (некоторые из них пригодны для измерения мощности на земле).

В первом методе, основанном на соотношении (13.1), измерение мощности сводится к раздельному измерению $M_{кр}$ и числа оборотов двигателя. Перемножение полученных таким образом величин, которое может быть выполнено автоматически, даст мощность двигателя. Этот метод пригоден для измерения мощности поршневого и турбовинтового двигателей (ПД и ТВД).

Во втором методе, как следует из выражения (13.2), измерение мощности сводится к измерению тяги, создаваемой винтом, и скорости полета. Перемножение этих величин дает величину тяговой мощности N_V. Но если измерение скорости полета не представляет трудности, то измерение тяги винтомоторной группы (ВМГ) является не простой задачей. Во всяком случае до настоящего времени еще не существует таких освоенных бортовых приборов, которые были бы пригодны для абсолютного измерения тяги, создаваемой винтами. Поэтому этот метод можно также применять и для поршневых и турбовинтовых двигателей.

Третий метод, основанный на соотношении (13.3), сводится к измерению эффективного давления $p_{эф}$ числа n и к перемножению этих величин.

Легко видеть, что третий метод, пригодный только для поршневых двигателей, полностью эквивалентен первому методу, так как крутящий момент пропорционален эффективному давлению. Но при этом следует иметь в виду, что непрерывное измерение $p_{эф}$ сопряжено с большими трудностями (различные условия в разных цилиндрах, необходимость введения внутрь цилиндра измерительного прибора и пр.), поэтому третий метод измерения мощности пока не находит применения в бортовых приборах и мы не будем на нем останавливаться.

Остановимся на первом методе измерения мощности. Так как методы измерения угловой скорости были рассмотрены в гл. X, то здесь рассмотрим методы измерения крутящего момента $M_{кр}$ двигателя и соответствующие приборы, основанные на этих методах.

Измерение $M_{кр}$ можно свести или к измерению деформаций, вызываемых моментом в элементах, связывающих двигатель и нагрузку (винт), или к измерению реактивного крутящего момента (и силы) в неподвижных элементах передачи и двигателя.

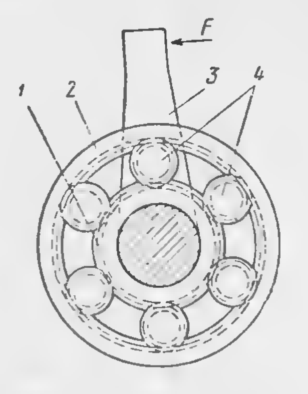
На турбовинтовых двигателях измеритель крутящего момента применяется как самостоятельный прибор. При некоторых режимах

полета наблюдается явление авторотации, т. е. винт начинает вращаться от встречного потока воздуха. В режиме авторотации винт не только не поглощает мощность авиационного двигателя, а, наоборот, отдает ее двигателю. Для предохранения ТВД от опасных последствий авторотации (раскрутка) применяется измеритель крутящего момента, дающий значения как положительного (или нормальной работе винта), так и отрицательного (при авторотации) моментов.

2. Измерители крутящего момента и мощности, основанные на измерении реактивного крутящего момента

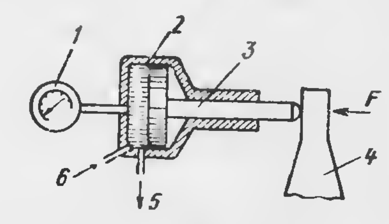
При передаче крутящего момента от двигателя к винту неподвижные элементы передачи (например, неподвижное зубчатое колесо редуктора) испытывают реактивный момент, равный моменту двигателя. Следовательно, вместо измерения крутящего момента можно измерять равный ему реактивный момент.

На фиг. 13. 1 приведена схема редуктора авиационного двигателя, поясняющая принцип образования реактивного момента. Здесь рычаг *3*, связанный с неподвижным зубчатым колесом, испытывает реакцию при вращении вала авиационного двигателя в направлении, указанном стрелкой. Величина реакции — усилие *F* будет различно при передаче различных по величине моментов двигателя. Если измерить это усилие, то при постоянной длине плеча рычага *3* получим вращающий момент двигателя.



Фиг. 13. 1. Схема редуктора авиадвигателя.

1—неподвижное зубчатое колесо. *2*—подвижное зубчатое колесо. *3*—рычаг. *4*—сателлиты.



Фиг. 13. 2. Схема гидравлического измерителя реактивного крутящего момента.

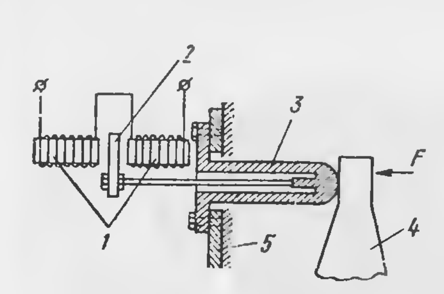
1—манометр. *2*—цилиндр. *3*—поршень со штоком. *4*—рычаг. *5*—сток масла. *6*—подача масла.

Измерение усилия *F* можно выполнять или непосредственно, или путем измерения деформации, вызываемой этим усилием в специально применяемом упругом элементе.

Непосредственное измерение усилия, создаваемого реактивным крутящим моментом, можно осуществить при помощи гидравлического измерителя или другого прибора этого типа. На фиг. 13.2

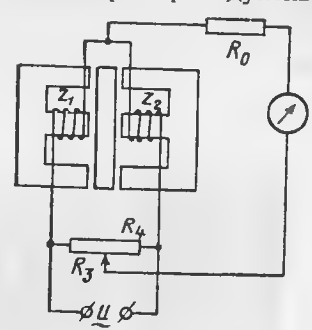
приведена схема гидравлического измерителя реактивного крутящего момента; здесь давление масла на поршень *3* уравновешивается усилием *F*, пропорциональным крутящему моменту. Для измерения давления масла в цилиндре *2* можно применять любой манометр. Такой гидравлический измеритель момента в сочетании с дистанционной передачей показаний находит широкое применение.

Кроме гидравлического измерителя реактивного крутящего момента, можно применять и другие приборы, например индуктивные, емкостные, пьезоэлектрические и пр. В качестве примера на фиг. 13. 3 приведена схема индуктивного измерителя реактивного крутящего момента авиационного двигателя. В этом приборе измерение момента сводится к измерению деформации упругого элемента (трубки) *3*. Прибор состоит из катушек, намотанных на сердечники *1*, и якоря *2*, связанного с упругим элементом *3*. Перемещение якоря пропорционально деформации, а значит и реактивному крутящему моменту.



Фиг. 13. 3. Схема индуктивного измерителя реактивного крутящего момента.

1—сердечник. *2*—якорь. *3*—упругий элемент. *4*—рычаг. *5*—корпус картера.



Фиг. 13. 4. Принципиальная схема индуктивного измерителя реактивного крутящего момента.

На фиг. 13. 4 приведена одна из возможных схем соединения индуктивного измерителя. Для такой схемы, как известно, напряжение на зажимах выходной диагонали мостика

$$\Delta u = ku\Delta\delta, \qquad (13.4)$$

где u — переменное напряжение питания мостика;

$\Delta\delta$ — перемещение якоря из нейтрального положения (измеряемая деформация);

k — коэффициент, зависящий от параметров катушек, образующих мостик.

Если напряжение u питания мостика постоянно по амплитуде, то показание прибора будет пропорционально величине деформации $\Delta\delta$ или крутящему моменту. Этот прибор легко приспособить

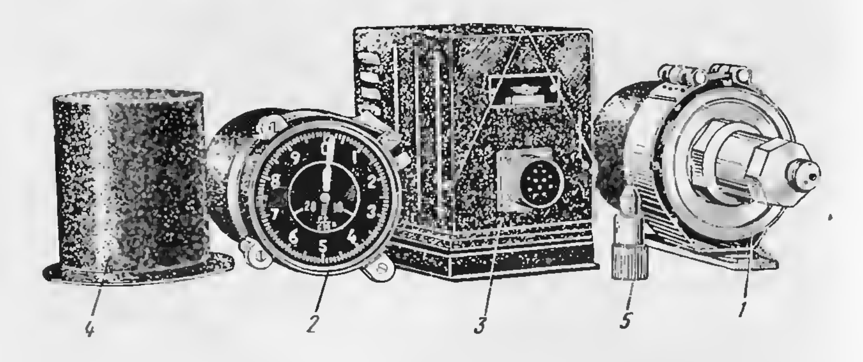
к измерению мощности, если предположить, что напряжение пропорционально числу оборотов двигателя, т. е. $u=k'n$, где n — число об/мин. В таком случае вместо выражения (13.4) получим

$$\Delta u = k'' n \Delta\delta, \tag{13.5}$$

где k'' — коэффициент пропорциональности.

Следовательно, показание прибора пропорционально мощности. Для получения напряжения, пропорционального числу оборотов, можно использовать тахогенератор переменного тока.

Особенности устройства. Рассмотрим особенности схемы и конструкции прибора типа МТ-25, называемого далее *моментомером*, служащего для измерения крутящего момента турбовинтового двигателя.



Фиг. 13.5. Комплект прибора (моментомера) для измерения крутящего момента.

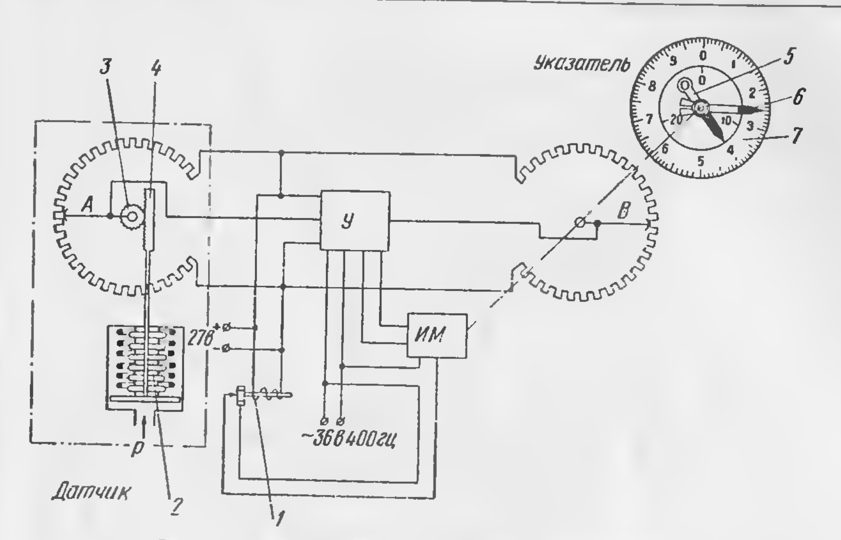
1—датчик, *2*—указатель, *3*—усилитель, *4*—трансформатор, *5*—демпфер.

Моментомер (фиг. 13.5) состоит из датчика *1*, указателя *2*, усилителя *3*, трансформатора *4* и демпфера *5*.

Принцип действия моментомера, как видно из принципиальной схемы на фиг. 13.6, заключается в преобразовании неэлектрической величины — давления масла, пропорционального крутящему моменту, в изменение сопротивления потенциометра и в воспроизведении этой величины на указателе посредством следящей системы.

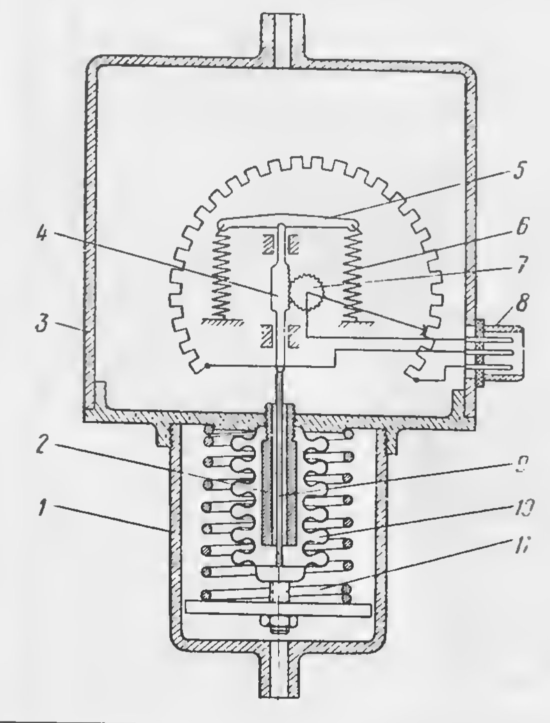
Измерение давления p масла осуществляется посредством сильфона *2*, деформация которого через рейку *4* и трибку *3* передается на потенциометр A. Этот потенциометр вместе с потенциометром B образует мостик, в диагонали которого включен усилитель и исполнительный механизм (двигатель типа ДИД-0,5).

Двигатель вращается в таком направлении, чтобы мостик всегда находился в равновесии. Стрелки прибора *5* и *6* посредством двигателя устанавливаются в положение, соответствующее измеряемому давлению, а следовательно, крутящему моменту.



Фиг. 13.6. Принципиальная схема моментомера.

1—реле, *2*—сильфон, *3*—трибка, *4*—рейка, *5*, *6*—стрелки, *7*—шкала, A, B—потенциометры.



Фиг. 13.7. Кинематическая схема датчика моментомера.

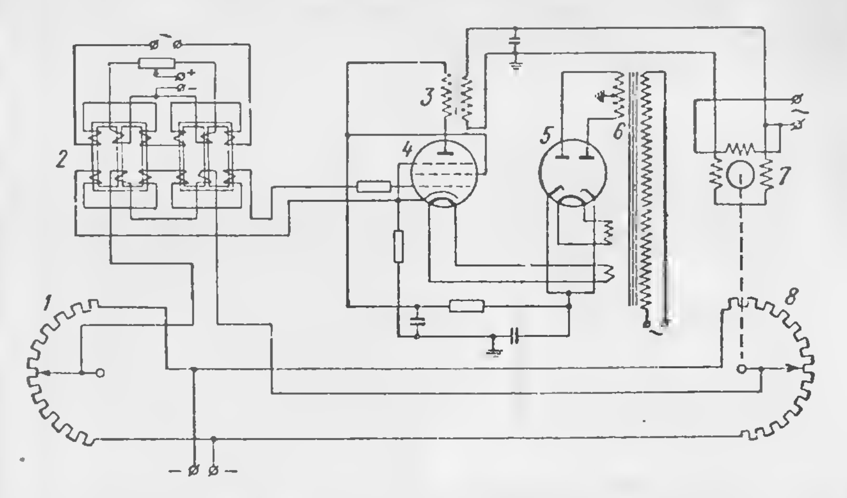
1—крышка, *2*—втулка, *3*—корпус, *4*—рейка, *5*—коромысло, *6*, *11*—пружины, *7*—трибка, *8*—штепсельный разъем, *9*—шпилька, *10*—сильфон.

Фиг. 13.8. Кинематическая схема указателя моментомера.

1, 3, 5—ось, *2*—двигатель ДИД-0,5, *4*—колодки, *6*—втулка, *7, 8*—стрелки, *9*—шкала, *10*—редуктор, *11*—плата, *12*—поводок, *13*—редуктор, *14*—движок потенциометра, *15*—потенциометр.

Кинематическая схема датчика прибора приведена на фиг. 13.7, а указателя — на фиг. 13.8.

На фиг. 13.9 показана принципиальная электрическая схема моментомера. Легко видеть, что магнитный усилитель *2*, помимо усиления, выполняет также роль преобразователя сигналов постоянного тока в сигналы переменного тока. Сигналы переменного тока



Фиг. 13.9. Принципиальная электрическая схема моментомера.

1, 8—потенциометры мостиковой схемы, *2*—магнитный усилитель, *3*—трансформатор, *4*—ламповый усилитель, *5*—выпрямитель, *6*—трансформатор, *7*—двигатель.

после усиления на ламповом усилителе *4* поступают на двухфазный двигатель *7* типа ДИД-0,5, который через редуктор приводит мостик в равновесие, переставляя в то же время стрелки прибора.

Моментомер проградуирован в единицах давления масла. Диапазон измерений прибора находится в пределах 0—25 $кГ/см^2$. Погрешности прибора в рабочем диапазоне (от 10 до 25 $кГ/см^2$) не превышают 1%.

3. Измерители крутящего момента и мощности, основанные на измерении деформации вала

Общие замечания. При передаче крутящего момента от двигателя к винту некоторые детали (составляющие неотъемлемые части конструкции или специально применяемые для измерения момента), например вал винта, испытывают значительные упругие деформации. Эти деформации, пропорциональные крутящему моменту, могут служить измерением крутящего момента.

Для измерения деформации кручения вращающегося вала винта можно применять датчики сопротивления, индуктивные и емкостные.

Среди датчиков сопротивления наиболее подходящим оказывается проволочный датчик (гл. I, разд. 2). Такой датчик (фиг. 13. 10) крепится непосредственно на валу винта, а присоединение его к усилителю и источнику питания выполняется при помощи колец и щеток.

Преимуществами проволочных датчиков применительно к измерителям момента являются их малые габариты и надежность. Однако малая чувствительность, значительный температурный коэффициент и необходимость применения колец и щеток ограничивают применение проволочных датчиков областью лабораторных исследований.

Фиг. 13. 10. Схема установки проволочного датчика для измерения крутящего момента.

У—усилитель. *Ук*—указатель. *1*—вал. *2*—кольца. *3*—датчики сопротивления.

Если мостиковую схему, включающую проволочный датчик, питать напряжением, пропорциональным числу оборотов двигателя, то вместо измерителя момента получим измеритель мощности.

Емкостные измерители крутящего момента могут быть использованы подобно проволочным. Емкостные датчики обычно монтируются на валу таким образом, чтобы при деформации вала изменялась емкость вследствие изменения зазора между обкладками конденсатора или эффективная площадь обкладок.

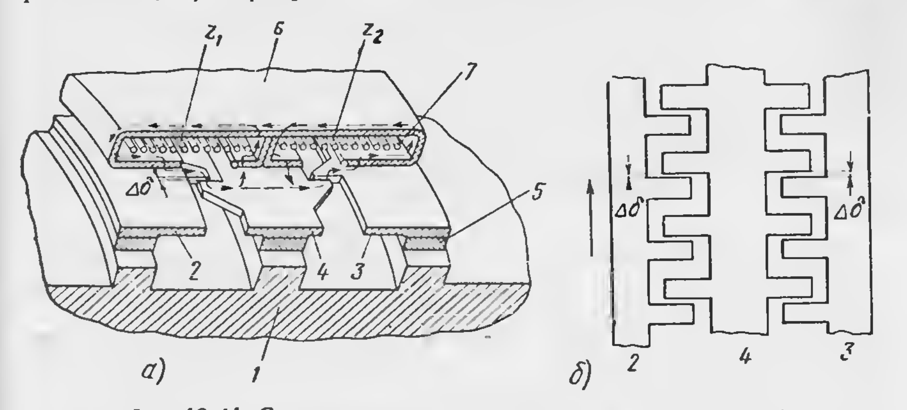
Хотя изменение емкости в емкостных датчиках и является значительным, но применять их без усилителей не представляется возможным. Все это усложняет их конструкцию и затрудняет эксплуатацию. Кроме того, сами датчики должны быть герметично закрыты во избежание попадания масла, грязи и пыли.

В тех случаях, когда необходимы приборы для измерения деформаций без применения усилителей, хорошие результаты дают индуктивные датчики. Индуктивные датчики, применяемые для измерения деформаций, можно устанавливать на валу винта подобно проволочным и емкостным датчикам, причем связь их с источником питания и указательными приборами может выполняться через контактные кольца.

Как уже было отмечено, наличие колец и щеток вносит элемент ненадежности в работу датчика. Преимуществом индуктивных датчиков, устанавливаемых на вращающемся валу, является то, что при их соответствующем конструктивном выполнении можно совсем обойтись без контактных колец. При этом используется магнитная связь между вращающимися и неподвижными элементами датчика.

На фиг. 13. 11, *а* приведена схема индуктивного датчика с магнитной связью между элементами, измеряющими деформацию кручения вращающегося вала, и статором датчика, имеющим катушки Z_1 и Z_2. На валу *1* смонтированы три зубчатых кольца *2*, *3* и *4* из магнитного материала (магнитопровода). Для экранировки этих колец от стального вала между ними и валом прокладываются кольца из немагнитного материала (бронза, латунь).

Перекрывающиеся выступы каждого из трех колец (см. фиг. 13. 11, *б*) образуют два ряда рабочих воздушных зазоров $\Delta\delta$:



Фиг. 13. 11. Схема индуктивного датчика крутящего момента.

1—вал. *2*, *3*, *4*—зубчатые кольца. *6*—кожух. *7*—катушки. *5*—кольцо из немагнитного материала.

один ряд зазоров — между кольцами *2* и *4* и второй ряд — между кольцами *3* и *4*. При кручении вала в направлении стрелки зазоры между кольцами *2* и *4* укорачиваются, а зазоры между кольцами *3* и *4* удлиняются. Это приводит к увеличению индуктивности катушки Z_1 и уменьшению индуктивности катушки Z_2 (см. фиг. 13. 11, *а*).

Катушки Z_1 и Z_2 со своими полузакрытыми магнитопроводами образуют статор датчика; они полностью окружают вал винта. Пути магнитных силовых линий, проходящие частично по полузакрытым магнитопроводам катушек и частично по кольцам на вращающемся валу, показаны пунктирными линиями со стрелками.

Индуктивный датчик с магнитной связью может быть соединен по схеме мостика, как это показано на фиг. 13. 10, или по другой дифференциальной схеме.

Чувствительность рассматриваемого индуктивного датчика при прочих равных условиях определяется величиной базы, т. е. расстоянием между кольцами *2* и *3*. Для увеличения чувствительности базу следует по возможности увеличивать. При этом следует напомнить, что по условиям расположения прибора на валу винта база редко может превышать 6—8 *см*.

При конструировании индуктивных датчиков с магнитной связью следует обращать внимание на симметрию магнитной системы, в особенности на равномерное расположение рабочих зазоров по окружности вала. На нормальную работу прибора могут оказывать значительное влияние изгибающие моменты (например гироскопический момент при развороте самолета), воздействующие на вал. Устранение влияния этих факторов достигается в первую очередь при помощи симметрии магнитной цепи катушек Z_1 и Z_2.

Влияние изменения температуры окружающей среды на индуктивные датчики сводится к влиянию на указательный прибор и на собственно датчик. Если в первом случае это влияние легко можно скомпенсировать известными методами, то во втором случае это сделать труднее. Но все же соответствующими конструктивными мерами и выбором материала магнитопроводов и других деталей температурные погрешности можно ограничить допустимыми пределами.

Были предложены конструкции приборов для измерения мощности авиационного двигателя, основанные на использовании вращающегося вала винта в качестве ротора специального генератора переменного тока. При этом деформации вала вызывают изменение потока полюсов генератора. Идея устройства такого измерителя мощности состоит в следующем. Пусть имеется генератор, ротор которого приводится во вращение с угловой скоростью, пропорциональной скорости вращения вала, а поток полюсов пропорционален крутящему моменту. Тогда э. д. с. генератора

$$E=k\Phi n \qquad (13.6)$$

(здесь n — число оборотов ротора в минуту; Φ — поток полюсов) будет пропорциональна мощности авиационного двигателя).

Для получения зависимости потока от деформации вала может быть применена магнитная система, показанная на фиг. 13. 11, но только на вращающемся валу, кроме магнитопроводящих колец, следует добавить систему постоянных магнитов. Если в статоре датчика расположить соответствующим образом катушки, то э. д. с. на зажимах такого генератора будет пропорциональна измеряемой мощности авиационного двигателя.

Следует заметить, что конструкцию измерителя мощности, построенного по типу генератора переменного тока, можно значительно упростить, если измерение мощности производить по измерению реактивного крутящего момента, действующего на неподвижное зубчатое колесо. В этом случае конструкция такого прибора сводится к тахометру переменного тока с изменяемым по закону изменения крутящего момента потоком полюсов.

4. Замечания о приборах для измерения тяги

Знание величины тяги, развиваемой авиационным двигателем, крайне важно, так как тяга является одной из основных характеристик двигателя. По известной тяге можно подобрать необходимый режим двигателя и режим полета, а на самолетах с несколькими двигателями можно по тягам осуществить автоматическую синхронизацию режимов работы двигателей. Следовательно, измерение тяги не менее важно, чем измерение крутящего момента и мощности двигателя. Несмотря на это, до сих пор еще не имеется достаточно надежных приборов для измерения тяги. Объясняется это тем, что измерение тяги, особенно на самолетах с ВМГ, представляет большие трудности. Для пояснения существа дела приведем краткие соображения о методах измерения тяги и о принципе действия приборов, применяемых для этой цели.

Выражение для тяги ПД и ТВД имеет вид

$$P=\alpha_т \rho D^4 n_c^2, \qquad (13.7)$$

где ρ — плотность воздуха;
D — диаметр винта;
n_c — число об/сек винта;
$\alpha_т$ — коэффициент тяги винта, являющейся функцией угла φ установки лопасти и относительной поступи $\lambda=\frac{V}{Dn_c}$, т. е. $\alpha_т=\alpha_т(\lambda, \varphi)$;
V — скорость полета.

Так как диаметр D винта остается постоянным, то измерение тяги можно свести к измерению величин ρ, n_c, φ, V и преобразованию их согласно соотношению (13.7). Отсюда очевидны те трудности, которые возникают при создании приборов для измерения тяги. Действительно, для измерения тяги необходимо иметь четыре прибора, которые измеряли бы величины ρ, n_c, φ и V. Показания всех этих приборов должны быть преобразованы по формуле (13.7), что само по себе уже не является простой задачей, в особенности, если учесть, что для функции $\alpha_т(\lambda, \varphi)$ аналитического выражения не существует.

Измерение тяги ПД и ТВД значительно упрощается в горизонтальном установившемся полете. В этом случае составляющая силы тяги на направление касательной к траектории может быть выражена через силу сопротивления

$$P\cos\alpha=Q, \qquad (13.8)$$

где

$$Q=c_x S\frac{\rho V^2}{2};$$

c_x — коэффициент сопротивления;
S — площадь крыльев;
α — угол атаки самолета.

Так как в установившемся полете величины α и c_x — постоянны, то, как это следует из выражения (13.8), которое примет другой вид

$$P=\frac{c_x S}{\cos\alpha}\frac{\rho V^2}{2}, \qquad (13.9)$$

измерение тяги сводится к измерению скоростного напора $\frac{\rho V^2}{2}$. Для этой цели в качестве чувствительного элемента может быть применен приемник воздушного давления, а в качестве указателя — дифференциальный манометр.

Представление о тяге ПД и ТВД можно получить на основании измерения скоростного напора, создаваемого винтом. В общем случае, чем больше скоростной напор, тем больше тяга. Однако практическое выполнение соответствующих измерительных приборов затруднительно, так как такой метод измерения тяги обладает рядом весьма существенных погрешностей, не поддающихся учету (место установки прибора, угол атаки самолета, различные внешние условия и пр.).

Тяга турбореактивного двигателя (ТРД) определяется из соотношения

$$P=\frac{G}{g}(V_4-V), \qquad (13.10)$$

где G — весовой расход воздуха в единицу времени;
V_4 — скорость истечения газов из реактивного сопла;
V — скорость полета;
g — ускорение силы тяжести.

Следовательно, измерение силы тяги ТРД можно свести к измерению скоростей V_4 и V и расхода G газов.

Нередко вместо абсолютного значения тяги, определяемого выражением (13.10), пользуются понятием удельной тяги, отнесенной к 1 *кг* воздуха, т. е.

$$P_1=\frac{1}{g}(V_4-V). \qquad (13.11)$$

В этом случае, как видно, измерение удельной тяги сводится к измерению скоростей V_4 и V.

Для измерения скоростей V_4 и V можно измерить перепады динамического давления соответственно в реактивном сопле и в диффузоре. В качестве указателя можно применять дифференциальный манометр, подобно тому, как это имеет место на некоторых самолетах с ТРД.

Глава XIV

СИСТЕМЫ УПРОЩЕННОГО КОНТРОЛЯ ЗА РЕЖИМОМ РАБОТЫ СИЛОВЫХ УСТАНОВОК

1. Общие сведения

С развитием авиации количество приборов, необходимых для контроля за режимом работы силовых установок, непрерывно увеличивается; вместе с тем повышаются требования к точности измерения, так как более полное знание и точное определение параметров режима позволяет лучше использовать тактико-технические возможности самолетов. Следовательно, одна из тенденций развития авиационного приборостроения заключается в увеличении числа приборов и повышения требований к точности их показаний.

Так как показаниями бортовых приборов пользуются в основном один (летчик) или два (летчик и бортинженер) члена экипажа, то простое увеличение числа приборов не всегда позволяет улучшить контроль за режимом полета и режимом работы силовых установок. На современных скоростных самолетах режимы настолько быстротечны, что летчик не в состоянии обозреть показания всех приборов и принять соответствующие решения. Таким образом, возникает противоречие между необходимостью улучшения контроля за режимом полета и режимом работы силовых установок и возможностью использования показаний приборов для управления этими режимами.

Разрешить это противоречие можно более полной автоматизацией управления самолетами и авиационными двигателями и созданием систем рациональных приборов упрощенного контроля за режимом полета и режимом работы силовых установок. Не останавливаясь на вопросах автоматизации, рассмотрим возможные системы приборов упрощенного контроля. Можно отметить несколько направлений в развитии систем приборов упрощенного контроля: рациональное размещение указателей приборов на приборной доске; применение сигнализаторов вместо указателей; применение комбинированных и интегральных приборов.

Рациональное размещение указателей приборов на приборной доске отчасти облегчает наблюдение за показаниями приборов; так,

например, приборы, измеряющие однородные или тесно связанные между собой параметры, размещаются вместе. Однако это не разрешает основную задачу коренного облегчения контроля.

Применяемые вместо приборов сигнализаторы обычно указывают на опасные режимы двигателя. Применение сигнализаторов упрощает наблюдение за режимом работы, но не определяет степень нарушения режима. Таким образом, сигнализаторы, частично облегчающие задачу контроля за режимами работы, имеют ограниченную область применения.

Существенным упрощением контроля является применение комбинированных приборов, представляющих собой объединение в одном корпусе нескольких указателей. Объединение указателей приборов контроля работы авиационных двигателей возможно потому, что параметры, характеризующие режим двигателя, взаимосвязаны. Так как число рабочих режимов двигателя невелико, а параметры режима изменяются в небольших пределах, то указатели соответствующих приборов можно расположить в одном корпусе так, чтобы их стрелки для определенного режима занимали вполне определенное положение. При рациональном расположении стрелок указателей для суждения о режиме работы двигателя достаточно одного взгляда на комбинированный прибор.

Помимо облегчения контроля, применение комбинированных приборов позволяет сократить число приборов на приборной доске, что способствует уменьшению ее габаритов и веса.

Можно указать два способа комбинирования приборов: комбинирование указателей приборов, измеряющих однородные величины, и комбинирование указателей прибора, измеряющих разнородные величины. К числу приборов, в которых использован первый способ комбинирования, относятся многочисленные сдвоенные приборы, например сдвоенные манометры 2МБ-2-II и 2ММ-15, сдвоенные термометры 2ТЦТ-47 и 2ТУЭ-48 и пр. Подобные приборы, облегчая контроль за работой нескольких силовых установок, позволяют также просто контролировать синхронность изменения параметров.

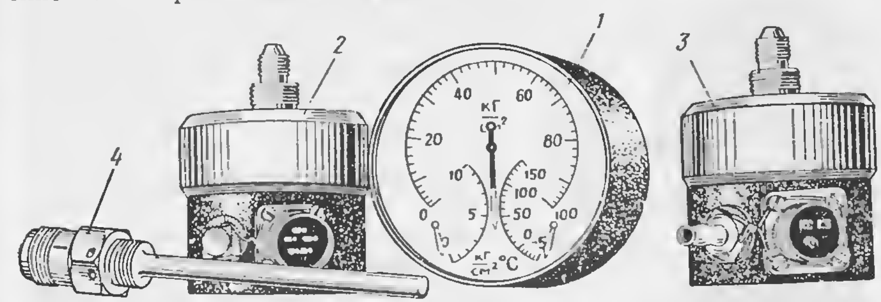
В комбинированных приборах для измерения разнородных величин шкалы и стрелки приборов располагают таким образом, чтобы на наиболее распространенных режимах работы образовать простые и хорошо запоминающиеся фигуры. При этом достаточно одного взгляда на шкалу комбинированного прибора, чтобы можно было судить о выдерживании контролируемых параметров в заданных пределах. Идеальными комбинированными приборами являются так называемые интегральные приборы. В интегральных приборах режим полета или режим работы авиационного двигателя характеризуется не совокупностью значений параметров режима, а некоторой функцией этих параметров. Другими словами, приборы этого типа измеряют не отдельные параметры режима, а некоторую функ-

цию параметров, характеризующую режим двигателя в целом, суммарно.

В настоящей главе будут рассмотрены основные принципы создания систем упрощенного контроля и некоторые примеры применения этих систем.

2. Электромеханические комбинированные приборы

Комбинированные приборы представляют собой объединение в одном корпусе нескольких указателей, измеряющих одинаковые или различные величины. Такие комбинированные приборы применяются как для контроля за режимами работы авиационных двигателей, так и для контроля за положением различных органов управления, шасси и др. В качестве указателей, размещаемых в одном корпусе, чаще всего применяются миниатюрные магнитоэлектрические логометры с подвижными магнитами.



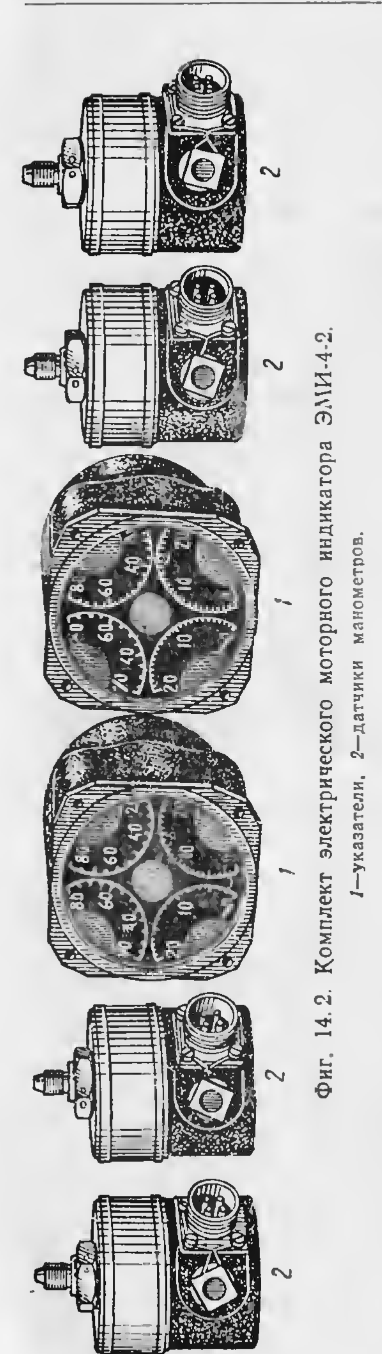
Фиг. 14. 1. Комплект электрического моторного индикатора ЭМИ-3Р.

1—указатель, *2*—датчик манометра давления топлива, *3*—датчик манометра давления масла, *4*—датчик термометра масла.

Для контроля за работой авиационных двигателей применяются электромеханические трехстрелочные моторные индикаторы типа ЭМИ-3Р, ЭМИ-3К, ЭМИ-3НВ, четырехстрелочные моторные индикаторы типа ЭМИ-4-2, а также различные сдвоенные указатели. Прибор ЭМИ-3Р применяется для газотурбинных двигателей, а приборы ЭМИ-3К и ЭМИ-3НВ — для поршневых двигателей соответственно карбюраторных и с непосредственным впрыском. Все три прибора служат для измерения давления топлива, давления и температуры масла. Прибор ЭМИ-4-2 предназначен для измерения давления топлива в двух точках топливных магистралей двух двигателей.

Так как первые три прибора имеют одинаковые схемы и много общих элементов, рассмотрим особенности устройства только прибора ЭМИ-3Р.

В комплект прибора ЭМИ-3Р (фиг. 14. 1) входят указатель *1*, датчик манометра давления топлива *2*, датчик манометра давления масла *3* и датчик термометра масла *4*.



Фиг. 14.2. Комплект электрического моторного индикатора ЭМИ-4-2.
1—указатели, 2—датчики манометров.

В указателе прибора диаметром 80 *мм* размещены три измерительных элемента, каждый из которых электрически связан со своим датчиком. Таким образом, индикатор ЭМИ-3Р состоит из трех самостоятельных приборов: манометра давления топлива типа ЭМ-10, манометра давления масла типа ЭДМУ и электрического термометра сопротивления типа ТУЭ-48.

Все эти приборы были рассмотрены ранее в соответствующих главах.

Прибор типа ЭМИ-3Р имеет следующие характеристики:

1. Диапазон измерений

манометра топлива	в пределах 0—100 *кГ/см²*
манометра масла	в пределах 0—10 *кГ/см²*
термометра масла	от—50 до 150° С

2. Погрешности при нормальных условиях не превышают

для манометра топлива	±3%
для манометра масла	±5%
для термометра масла	±5° С

3. Указатели и приемники из разных комплектов взаимозаменяемы.

4. Питание прибора осуществляется от бортовой сети постоянного тока напряжением 27 *в*.

В комплект прибора ЭМИ-4-2 (фиг. 14.2) входят: два указателя *1* (для использования информации, например летчиком и бортинженером), четыре датчика манометров *2* (два для диапазона измерений в пределах 0—20 *кГ/см²* и два для диапазона измерений в пределах 20—80 *кГ/см²*) и вспомогательные элементы (шланги, штепсельные разъемы и пр.).

В указателе прибора диаметром 80 *мм* размещены четыре магнитоэлектрических логометра с подвижными магнитами, каждый из которых электрически связан со своим датчиком. Все четыре манометра, входящие в прибор ЭМИ-4-2, собраны по схеме, аналогичной схеме манометра типа ЭМ-10 (см. стр. 231).

Прибор имеет следующие технические характеристики:

1. Диапазоны измерений

первый диапазон	в пределах 0—20 *кГ/см²*
второй диапазон	в пределах 20—80 *кГ/см²*

2. Погрешности в нормальных условиях не превышают

для первого диапазона	±6,5%
для второго диапазона	±6,5%

3. Электронные комбинированные приборы

Трудности создания таких приборов, которые объединяли бы в одном указателе большое количество механических или электромеханических приборов, заставили искать другие пути создания комбинированных приборов. Этой цели отвечают, например, электронные приборы.

В электронных комбинированных приборах в качестве указателей используется электронно-лучевая трубка.

Рассмотрим основные принципы конструкции электронных комбинированных приборов. Можно отметить два типа приборов с электронно-лучевыми трубками: приборы с прямоугольной разверткой и приборы с круговой разверткой.

В приборах с п р я м о у г о л ь н о й р а з в е р т к о й используется обычная электронно-лучевая трубка с двумя парами (вертикальных и горизонтальных) отклоняющих пластин.

Принцип действия такого прибора заключается в следующем. Если на вертикальные отклоняющие пластины трубки подать напряжение u, пропорциональное измеряемой величине (предполагается, что измеряемая неэлектрическая величина преобразована в электрическое напряжение), то по отклонению светящегося пятна на экране можно судить об этой величине. Для этого на экран трубки следует нанести шкалу, отградуированную в единицах этой измеряемой величины (фиг. 14.3).

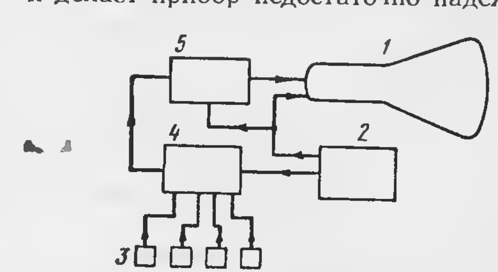
Для того чтобы измерить на одном экране несколько независимых величин, необходимо разделить весь экран на шкалы и затем поочередно подавать напряжение от соответствующих датчиков на вертикальные пластины и смещающее напряжение на горизонтальные пластины. При периодически повторяемой подаче на пластины напряжений с частотой, превышающей 16—20 *гц*, на экране трубки, вследствие инерции зрения, будут видны светящиеся пятна на всех шкалах, а при изменении какой-либо измеряемой величины соответствующее пятно будет казаться непрерывно перемещающимся.

Комбинированный прибор с электронно-лучевой трубкой должен состоять из следующих основных элементов: электронно-лучевой трубки с двумя парами отклоняющих пластин, датчиков отдельных приборов, усилителя напряжения, коммутатора, источника электроэнергии для питания прибора. Схема прибора такого типа показана на фиг. 14.4.

Наиболее сложным элементом в описываемых приборах является коммутатор. Применяются контактные или бесконтактные механические и электронные коммутаторы.

Так как электронные коммутаторы являются сложными и недостаточно надежными, то в опытных приборах, как правило, применяются механические коммутаторы. Однако следует иметь в виду, что всякий коммутатор усложняет схему прибора, вносит дополнительные погрешности и делает прибор недостаточно надежным.

Фиг. 14.3. Форма шкалы комбинированного электронного прибора



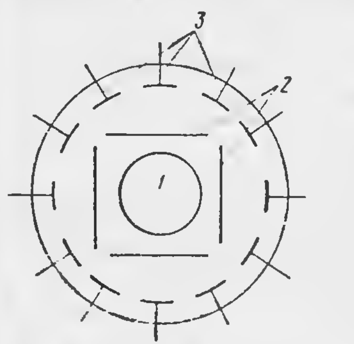
Фиг. 14.4. Схема комбинированного электронного прибора.

1—электронно-лучевая трубка. *2*—источник питания. *3*—датчики. *4*—коммутатор. *5*—усилитель.

Поэтому понятны попытки изыскать другие пути создания комбинированных приборов с электронно-лучевыми трубками без коммутаторов.

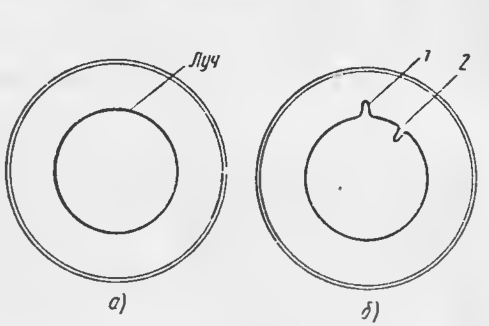
Электронно-лучевые трубки с круговой разверткой позволяют создать комбинированные приборы без коммутаторов. Такие трубки, кроме двух пар основных отклоняющих пластин, должны иметь дополнительные отклоняющие пластины (по одной на каждый датчик), расположенные по окружности. На фиг. 14.5 приведена схема расположения основных и дополнительных отклоняющих пластин трубки.

Если на обе пары основных пластин подать сдвинутые на 90° друг относительно друга синусоидальные напряжения, то при нулевых потенциалах на дополнительных пластинах электронный луч будет описывать на экране трубки окружность (фиг. 14.6, *а*). Если же напряжение будет подано на какую-либо из дополнительных пластин, то луч получит отклонение, пропорциональное величине напряжения. При этом если применить компенсационную схему измерения, то при нормальном режиме работы двигателя на экране трубки получим окружность, а отклонения параметров в ту или иную сторону от их значений для нормального режима работы двигателя будут отмечены соответствующими всплесками (выступами или впадинами) на окружности (фиг. 14.6, *б*). О степени отклонения параметра от заданного значения можно судить по величине всплеска; для отсчета показаний можно нанести градуировку.



Фиг. 14.5. Схема расположения отклоняющих пластин.

1—общий электрод. *2*—основные отклоняющие пластины. *3*—дополнительные отклоняющие пластины.



Фиг. 14.6. Форма шкалы комбинированного прибора.

а—при нормальной работе двигателя, *б*—при отклонении измеряемых величин.
1—отклонение при увеличении напряжения, *2*—отклонение при уменьшении напряжения.

Для упрощенного контроля за режимом работы двигателя можно подобрать параметры схемы прибора и трубки так, чтобы каждому режиму работы соответствовала бы на экране своя фигура, например для каждого режима — окружность соответствующего радиуса. При этом о правильности выдерживания заданного режима можно судить по совпадению окружности луча с заданной окружностью, а отклонение какого-либо из параметров режима можно отмечать по соответствующему всплеску.

Преимуществами комбинированных приборов с электронно-лучевой трубкой являются безынерционность показаний, малое потребление энергии, возможность объединения показаний большого числа измеряемых величин и простота контроля.

К недостаткам этих приборов относятся малая чувствительность, ограниченная точность показаний, сложность устройства и малая надежность прибора.

4. Интегральные приборы

Наряду с тем, что комбинированные приборы значительно облегчают контроль за режимом работы авиационных двигателей, наличие на указателе большого количества шкал затруднительно для

быстрого суждения о режиме двигателя в целом. Синтезирование показаний многих приборов, выполняемое летчиком, может быть осуществлено устройством, которое называется *интегральным прибором*. Рассмотрим основные принципы построения интегральных приборов.

Как уже было указано, режим двигателя характеризуется совокупностью параметров режима, при этом для оценки режима в целом необходимо располагать значениями всех параметров режима двигателя. Будем оценивать режим двигателя некоторой функцией Ф, которую назовем *функцией режима*. Предположим, что $x_1, x_2, ..., x_n$, t — параметры режима газотурбинного двигателя, причем время t также включим в число параметров режима. Функция режима Ф зависит от этих параметров, а также от их производных, т. е.

$$\Phi = \Phi(x_1, x_2, \ldots, x_n, t). \quad (14.1)$$

Выбор определенного режима двигателя или, что все равно, выбор функции Ф обусловливается заданием определенных значений параметров режима. Так как интегральный прибор контроля за работой авиационного двигателя должен воспроизводить функцию режима, то для его создания необходимо знать свойства этой функции.

Изложим некоторые общие свойства функции режима.

1. Функция режима непрерывна и имеет определенные конечные значения при значениях параметров, лежащих в пределах

$$\left.\begin{array}{l} x'_1 < x_1 < x''_1; \\ x'_2 \leq x_2 < x''_2; \\ \ldots\ldots\ldots \\ x'_n < x_n < x''_n, \end{array}\right\} \quad (14.2)$$

где x', x'' — наименьшие и наибольшие значения параметров соответственно.

2. При достижении параметрами своих нижних значений функция режима обращается в нуль (нижние значения параметров соответствуют режиму холостого хода).

3. При превышении параметрами своих верхних допустимых значений функция режима принимает бесконечно большое значение (верхние значения параметров режима обусловливают тепловые и механические перенапряжения).

4. Функция режима характеризует энергетическую отдачу двигателя, определяемую тягой (мощностью) и экономичностью. При этом, чем больше энергетическая отдача, тем больше при прочих равных условиях функция режима.

5. Тепловые и динамические напряжения в двигателе возрастают при возрастании функции режима.

6. Функция режима связана с ресурсом двигателя, оцениваемым временем T и определяемым интегральным соотношением

$$\int_0^T \psi\Phi\, dt = \text{const}, \quad (14.3)$$

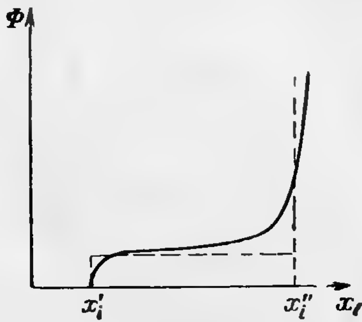
где ψ — «вес» функции Ф.

7. Каждой совокупности параметров режимов соответствует вполне определенное значение функции режима. Так как в ТРД применяется единая ручка управления, то параметры режима оказываются взаимосвязанными и значения функции режима в пространстве параметров располагаются на линии. В силу этого значение функции режима можно воспроизводить в виде одного показания

Для конкретных двигателей можно указать более полные свойства функции режима.

Для создания интегрального прибора следует аппроксимировать функцию режима посредством достаточно простых, но точных соотношений. В качестве таких соотношений можно взять степенные полиномы

$$\Phi = \sum_{i=1}^{n} \sum^{m_i} b_{ik} x_i^k. \quad (14.4)$$



Фиг. 14.7. Зависимость функции режима от одного из параметров.

На фиг. 14.7 приведен в виде иллюстрации график функции режима в зависимости от одного из параметров.

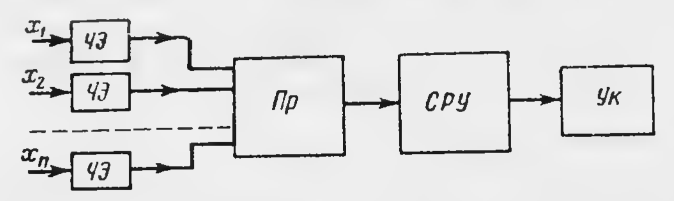
Очевидно, что функция режима может быть аппроксимирована указанными выше степенными полиномами (сплошная линия на фиг. 14.7) или, если нет особых требований к точности ее аппроксимации, то релейной характеристикой (пунктирная линия).

В соответствии с двумя способами аппроксимации функции режима можно создать два типа интегральных приборов. Если система достаточно точно воспроизводит функцию режима, то она представляет собой *собственно интегральный прибор*. Если же функция режима заменяется релейной характеристикой, то воспроизводящий ее прибор будет *интегральным сигнализатором*.

На фиг. 14.8 приведена скелетная схема интегрального прибора, которая включает чувствительные элементы (*ЧЭ*) для измерения параметров режима двигателя, преобразователь (*Пр*) сигналов, счетно-решающее устройство (*СРУ*) для выработки функции режима и указатель *Ук*.

Теперь уместно поставить вопрос: нужны ли измерительные приборы контроля за работой авиационного двигателя при наличии

интегрального прибора? Да, такие приборы нужны, однако размещение их на приборной доске будет отличаться от способов размещения приборов на современных самолетах. Измерительные приборы необходимы для контроля за режимом работы двигателя при запуске, опробовании работы двигателя на земле и при наладке и регулировании работы двигателя на земле и в полете. Они необходимы в тех редких случаях, когда в полете откажет какой-либо из элементов системы автоматического управления и нужно будет установить вид и причину нарушения режима, а также величину отклонения соответствующего параметра от заданного значения. Наконец, эти приборы будут являться дублерами интегрального прибора.



Фиг. 14. 8. Скелетная схема интегрального прибора.

Таким образом, приборное оборудование авиационных двигателей в будущем должно состоять из достаточно совершенной, надежной и точно работающей системы автоматического управления, позволяющей при помощи единой ручки выбирать оптимальные режимы работы двигателя в любых условиях полета; интегрального прибора, по которому можно будет судить о режиме работы двигателя в целом, интегрально (без необходимости знать отдельные параметры режима), причем этот прибор будет использоваться только в полете; приборов для измерения отдельных параметров режима, причем они совсем не будут использоваться в полете, за исключением случаев неисправности системы автоматического управления или неисправности интегрального прибора. Эти приборы будут служить для контроля за нелетными режимами работы авиационного двигателя и для настройки интегрального прибора.

Глава XV

ВЫСОТОМЕРЫ

1. Общие сведения

Приборы, предназначенные для измерения высоты полета самолета над землей, называются *высотомерами*. Измерение высоты полета возможно различными методами. Наиболее распространенным является так называемый *барометрический* метод измерения высоты, основанный на том, что между абсолютным давлением воздуха и высотой существует функциональная зависимость. Следовательно, по величине измеренного каким-либо методом абсолютного давления можно судить о высоте полета.

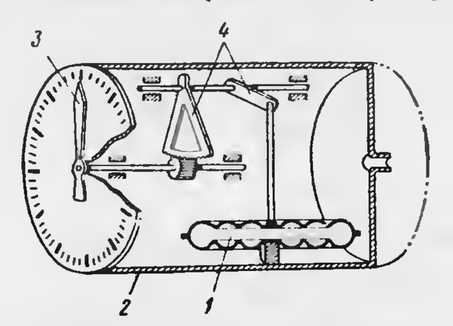
Довольно широко применяется в настоящее время *радиотехнический* метод определения высоты полета, основанный на свойстве радиолучей отражаться от земной поверхности. Измеряя промежуток времени между моментом посылки на землю радиоимпульса и моментом возвращения отражения радиоимпульса на самолет и зная скорость распространения радиоволн, можно определить высоту полета.

В настоящей главе будет подробно рассмотрен барометрический метод измерения высоты.

2. Теория барометрического метода измерения высоты

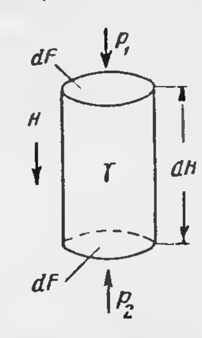
Принцип действия барометрического высотомера основан на следующем явлении. Известно, что с увеличением высоты уменьшается атмосферное (абсолютное) давление. Так как это давление для одного и того же момента времени связано с высотой однозначной зависимостью, то, зная эту зависимость и измерив на некоторой высоте абсолютное давление, можно определить и высоту точки измерения. Для этого (фиг. 15. 1) используется анероидная коробка *1*, расположенная внутри корпуса *2*, сообщающегося с наружной атмосферой, вследствие чего давление в корпусе равно атмосферному на высоте полета. Изменение давления с подъемом на высоту вызы-

вает деформацию (ход) коробки, которая при помощи специального передаточного механизма 4 (см. следующий раздел) перемещает стрелку 3 прибора. Шкала прибора разградуирована в километрах, сотнях и десятках метров высоты (см. фиг. 15. 6, *а*).



Фиг. 15. 1. Схема одностределочного высотомера.

1—анероидная коробка. *2*—корпус. *3*—стрелка. *4*—передаточный механизм.



Фиг. 15. 2. Элементарный объем воздуха.

За нулевую точку принимается точка над или на земной поверхности, на которой абсолютное давление равно 760 *мм* рт. ст. при температуре ртути 0° С. Это есть среднее давление на уровне моря.

Определим зависимость, связывающую абсолютное давление и высоту. Допустим, что в атмосфере имеется элементарный цилиндр, расположенный так, что его ось совпадает с направлением вертикали (фиг. 15. 2). Высота цилиндра равна dH, площадь основания dF, весовая плотность воздуха в цилиндре γ. За положительное направление для H примем направление вниз.

Рассмотрим равновесие цилиндра вдоль его оси. На верхнее основание цилиндра действует направленная вниз сила $p_1 dF$, где p_1— абсолютное давление на уровне верхнего основания. На нижнее основание цилиндра действует направленная вверх сила $p_2 dF$, где p_2— абсолютное давление на уровне нижнего основания. Давление $p_2 = p_1 + dp$. Кроме того, вниз направлена сила веса воздуха, заключенного в цилиндре, равная $\gamma dF dH$.

Уравнение равновесия имеет вид

$$p_1\, dF + \gamma\, dF\, dH = (p_1 + dp)\, dF.$$

Сокращая это уравнение на dF и выполняя приведение подобных членов, получим

$$\gamma\, dH = dp$$

или

$$\frac{dp}{dH} = \gamma. \qquad (15.1)$$

Производная $\frac{dp}{dH}$ положительна, так как dp и dH одного знака. Но если направление H считать положительным не сверху вниз, а снизу вверх, то dp и dH будут иметь разные знаки и производная $\frac{dp}{dH}$ будет отрицательна.

Тогда уравнение (15. 1) примет вид

$$\frac{dp}{dH} = -\gamma$$

или

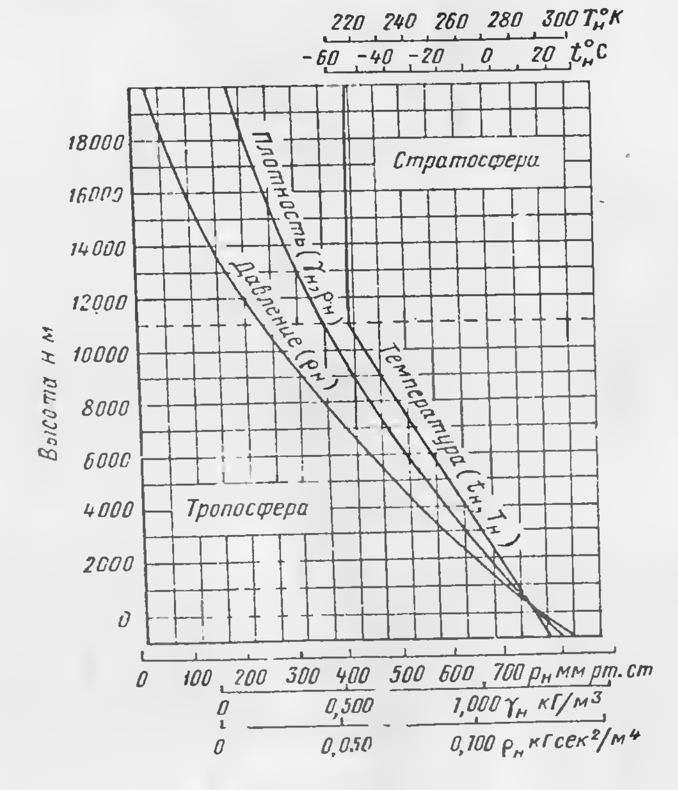
$$dp = -\gamma\, dH. \qquad (15.2)$$

Известно, что

$$\gamma = \frac{p}{RT}, \qquad (15.3)$$

где R — газовая постоянная;

T — абсолютная температура.



Фиг 15. 3. Зависимость давления, плотности и температуры воздуха от высоты.

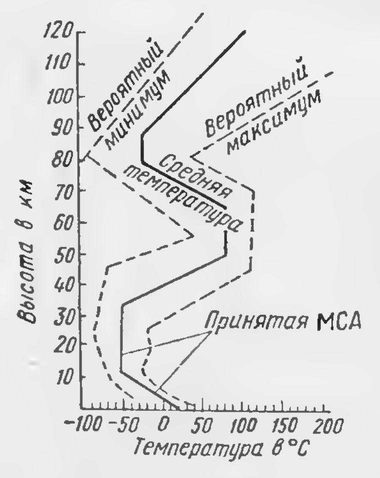
Многолетние наблюдения показали, что среднегодовая температура воздуха до высоты 11 000 *м* есть линейная функция высоты H (фиг. 15. 3), т. е. что

$$\frac{dT}{dH}=\mathrm{const}.$$

Этот температурный градиент обозначим τ.
Для высоты $H>11\,000$ *м* можно принять

$$\frac{dT}{dH}=0.$$

Для очень больших высот распределение температуры по высоте показано на фиг. 15. 4.



Фиг. 15. 4. Распределение температуры по высоте по данным исследований при помощи ракет.

Средняя температура на уровне моря $T_з$ принята равной $+15°$ С, т. е. 288° К.

Три параметра состояния атмосферы—*давление, равное 760 мм рт. ст., температура, равная +15° С, и температурный градиент* τ, *равный 0,0065 град/м,— приняты за нормальные и являются основными константами международной стандартной атмосферы (МСА).*

Температура на высоте H равна

$$T_H=T_з-\tau H.$$

Подставляя это значение T_H в выражение (15. 3), а выражение (15. 3) в (15. 2), получим

$$dp=-\frac{p}{R(T_з-\tau H)}\,dH$$

или

$$\frac{dp}{p}=-\frac{1}{R}\,\frac{dH}{T_з-\tau H}.$$

Это дифференциальное уравнение определяет зависимость H от p. Интегрируя это уравнение, получим зависимость H от p в алгебраической форме

$$\int\limits_{p_0}^{p}\frac{dp}{p}=-\frac{1}{R}\int\limits_{0}^{H}\frac{dH}{T_з-\tau H},$$

где $p_0=760$ *мм* рт. ст.

$$\ln p\,\Big|_{p_0}^{p}=\frac{1}{R\tau}\ln(T_з-\tau H)\Big|_{0}^{H}$$

или

$$\ln\frac{p}{p_0}=\ln\left(1-\frac{\tau}{T_з}H\right)^{\frac{1}{R\tau}} \qquad (15.4)$$

и, наконец,

$$p=p_0\left(1-\frac{\tau}{T_з}H\right)^{\frac{1}{R\tau}}. \qquad (15.5)$$

Формула (15. 5) носит название стандартной *барометрической,* так как в ней явно выражено значение давления p (см. фиг. 15. 3). При явно выраженном значении высоты H формула носит название стандартной *гипсометрической* (от греческого слова гипсос—высота) и может быть написана в виде

$$H=\frac{T_з}{\tau}\left[1-\left(\frac{p}{p_0}\right)^{R\tau}\right]. \qquad (15.6)$$

Формулы (15. 5) и (15. 6) действительны только до высоты $H=11\,000$ *м,* так как для $H>11\,000$ *м* величина $\tau=0$.

Для высот, превышающих 11 000 *м,* барометрическая и гипсометрическая формулы могут быть выведены следующим путем.

Давление p_{11} для высоты 11 000 *м* равно 169,58 *мм* рт. ст., а $T_{11}=216{,}5°$ К остается постоянной для высот, превышающих 11 000 *м*. Подставляя выражение (15. 3) в (15. 2), получим

$$dp=-\frac{p}{RT_{11}}\,dH.$$

Интегрируя, получим

$$\int_{p_{11}}^{p}\frac{dp}{p}=-\frac{1}{RT_{11}}\int_{H_{11}}^{H}dH,$$

$$\ln\frac{p}{p_{11}}=-\frac{H-H_{11}}{RT_{11}}.$$

Потенцируя, получим барометрическую формулу

$$p=p_{11}e^{-\frac{H-H_{11}}{RT_{11}}}. \qquad (15.7)$$

Если вместо потенцирования перейти от натуральных логарифмов к десятичным, то, обозначая $\lg e=M=0{,}43429$, получим

$$\lg p=\lg p_{11}-M\frac{H-H_{11}}{RT_{11}}. \qquad (15.8)$$

Гипсометрическая формула будет иметь вид

$$H=H_{11}+\frac{RT_{11}}{M}\lg\frac{p_{11}}{p}. \qquad (15.9)$$

Формулы (15.7), (15.8) и (15.9) действительны для $H>H_{11}$.

Очень часто вместо гипсометрической формулы (15.9) применяется приближенная гипсометрическая формула Лапласа, вывод которой приводится ниже.

Ранее в выражениях (15.2) и (15.3) мы имели

$$dp=-\gamma\, dH;$$

$$\gamma=\frac{p}{RT}.$$

Подставляя значение γ в выражение (15.2), получим

$$\frac{dp}{p}=-\frac{1}{RT}dH. \qquad (15.10)$$

В данном случае T есть величина переменная и является функцией H. В правой части уравнения (15.10) необходимо взять интеграл выражения $\frac{dH}{T}$, т. е. просуммировать бесконечно большое количество малых величин $\frac{dH_i}{T_i}$. Для приближенного решения можно вынести за скобки среднее арифметическое значение T_i, т. е. считать, что

$$\int\frac{dH}{T}=\frac{1}{T_{ср}}\int dH.$$

Тогда получим

$$\int_{p_0}^{p}\frac{dp}{p}=-\frac{1}{RT_{ср}}\int_{0}^{H}dH$$

и

$$\ln\frac{p_0}{p}=\frac{H}{RT_{ср}}$$

или, явно выражая значение p (после потенцирования), получим

$$p=p_0e^{-\frac{H}{RT_{ср}}},$$

где

$$T_{ср}=\frac{T_з+T_H}{2}.$$

Эта формула называется барометрической формулой Лапласа. Если выразить явно значение H, то получим

$$H=\frac{RT_{ср}}{M}\lg\frac{p_0}{p}.$$

Но

$$T_{ср}=T_0+t_{ср},$$

где $t_{ср}$ — средняя температура измеряемого столба воздуха в °C, а $T_0=273°$ K. Отсюда

$$H=18\,400\left(1+\frac{1}{273}t_{ср}\right)\lg\frac{p_0}{p}, \qquad (15.11)$$

где $t_{ср}=\frac{t_з+t_H}{2}$. Формула (15.11) называется гипсометрической формулой Лапласа. Этой формулой удобно пользоваться в тех случаях, когда известна средняя температура $t_{ср}$ столба воздуха, высота которого определяется. Формула (15.11) удобна также для анализа погрешностей барометрического метода. Кроме того, эта формула может применяться при геодезических нивелировках, при которых определяемая относительная высота и изменение температуры не бывают значительными.

Формула (15.11), так же как и формула (15.6), действительна только до высоты 11 000 *м*, так как на бóльших высотах средняя годовая температура остается неизменной. Однако формулу (15.11) легко видоизменить так, чтобы она была действительна и для высоты более 11 000 *м*. Для этого следует найти среднюю температуру столба воздуха высотой более 11 000 *м*. Рассмотрим график распределения температуры в зависимости от высоты, приведенный на фиг. 15.5.

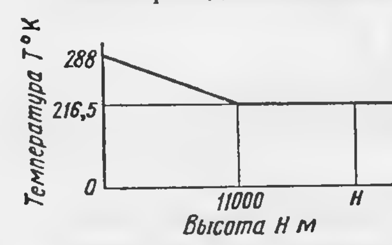
Средняя температура $T_{ср}$ столба высотой H определяется как отношение площади, ограниченной осями координат, линией графика и ординатой точки H к высоте H, т. е.

$$T_{ср}=\frac{\frac{T_з+T_H}{2}H_{11}+T_{11}(H-H_{11})}{H},$$

где $T_{11}=216{,}5°$ К, а $H_{11}=11\,000$ *м*.

После приведения подобных членов получим

$$T_{ср}=\frac{T_з-T_{11}}{2}\frac{H_{11}}{H}+T_{11}.$$



Фиг. 15. 5. Зависимость температуры воздуха от высоты.

Подставляя это значение $T_{ср}$ в формулу (15. 11) вместо $\frac{T_з+T_H}{2}$, получим

$$H=R\left(\frac{T_з-T_{11}}{2}\frac{H_{11}}{H}+T_{11}\right)\ln\frac{p_0}{p}.$$

В этой формуле высота H выражена неявно, как и в формуле (15. 11), в которой значение H скрыто в значении $t_{ср}$.

Барометрическая формула будет иметь вид

$$p=p_0\exp\left\{\frac{2H^2}{R\left[(T_з-T_{11})H_{11}+2T_{11}H\right]}\right\}.$$

Сравним стандартную гипсометрическую формулу с гипсометрической формулой (15. 11).

Выше было показано, что формулу (15. 11) можно представить в виде

$$H=R\frac{T_з+T_н}{2}\ln\frac{p_0}{p}. \qquad (15.12)$$

С другой стороны, из формулы (15. 4) видно, что

$$\ln\frac{p}{p_0}=\frac{1}{R\tau}\ln\frac{T_з-\tau H}{T_з}. \qquad (15.13)$$

Так как

$$T_з-\tau H=T_H,$$

то

$$\tau=\frac{T_з-T_H}{H}.$$

Подставив эти значения в равенство (15. 13), получим

$$\ln\frac{p_0}{p}=\frac{H}{R(T_з-T_H)}\ln\frac{T_з}{T_H}$$

или

$$H=\frac{R(T_з-T_H)}{\ln\frac{T_з}{T_H}}\ln\frac{p_0}{p}. \qquad (15.14)^*$$

* Формула выведена проф. В. А. Семеновым.

Из сравнения формул (15. 12) и (15. 14) видно, что они отличаются коэффициентом перед логарифмом. Коэффициент стандартной гипсометрической формулы

$$T'_{ср}=\frac{T_з-T_H}{\ln\frac{T_з}{T_H}},$$

а коэффициент приближенной гипсометрической формулы

$$T_{ср}=\frac{T_з+T_H}{2}.$$

Определим погрешность значений H, получаемых из приближенной гипсометрической формулы для $H<11\,000$ *м*.

Обозначим высоту, определяемую по этой формуле, через $H_Л$, тогда формула (15. 12) примет вид

$$H_Л=R\frac{T_з+T_{H\,Л}}{2}\ln\frac{p_0}{p},$$

где $T_{H\,Л}$ — температура на высоте $H_Л$.

Заменяя $T_{H\,Л}=T_з-\tau H_Л$, получим

$$H_Л=R\left(T_з-\frac{\tau}{2}H_Л\right)\ln\frac{p_0}{p}.$$

Возьмем отношение $H_Л$ к H, определяемое по формуле (15. 14). Имеем

$$\frac{H_Л}{H}=\frac{\left(T_з-\frac{\tau}{2}H_Л\right)\ln\frac{T_з}{T_H}}{T_з-T_H}$$

или, перенося $H_Л$ влево, а H — вправо и полагая $\tau H=T_з-T_H$, получим

$$H_Л\left[(T_з-T_H)\left(1+\frac{1}{2}\ln\frac{T_з}{T_H}\right)\right]=HT_з\ln\frac{T_з}{T_H}.$$

Разделив $H_Л$ на H и вычтя это отношение из единицы, получим относительное (и абсолютное) значение погрешности

$$\Delta H=H-H_Л=\frac{T_з-T_H-\frac{T_з+T_H}{2}\ln\frac{T_з}{T_H}}{(T_з-T_H)\left(1+\frac{1}{2}\ln\frac{T_з}{T_H}\right)}H.$$

Легко убедиться, что эта погрешность отрицательна, т. е. что приближенная формула дает несколько завышенные значения H. Погрешность эта весьма мала, так, например:

при $H=6000$ *м* $\Delta H=9{,}87$ *м*, т. е. менее 0,2%;

при $H=11\,000$ *м* $\Delta H=65{,}24$ *м*, т. е. менее 0,6%.

Найдем теперь погрешность приближенной гипсометрической формулы для $H>11\,000$ *м*. Эта погрешность после приведения подобных членов будет

$$\Delta H=H-H_Л=H_{11}-\frac{R}{M}T_{11}\lg\frac{p_0}{p_{11}}-\frac{R}{M}\frac{T_з-T_{11}}{2}\frac{H_{11}}{H_Л}\lg\frac{p_0}{p};$$

Подставляя вместо $H_Д$ величину $H - \Delta H$, освобождаясь от ΔH в знаменателе и пренебрегая квадратом ΔH как величиной второго порядка малости, получим

$$\Delta H = \frac{AH - B \lg \frac{p_0}{p}}{A + H},$$

где

$$A = H_{11} - \frac{R}{M} T_{11} \lg \frac{p_0}{p} = 1495{,}35 \text{ м};$$

$$B = \frac{R}{M} \frac{T_з - T_{11}}{2} H_{11} = 26\,503\,704 \text{ м}^2.$$

Так же как и для высот, меньших 11 000 *м*, эта погрешность отрицательна. Для высоты 20 000 *м* погрешность равна примерно 172 *м*, т. е. 0,86% показания.

Итак, формулы (15. 5) и (15. 6) или формулы Лапласа дают зависимость между высотой H и давлением p *.

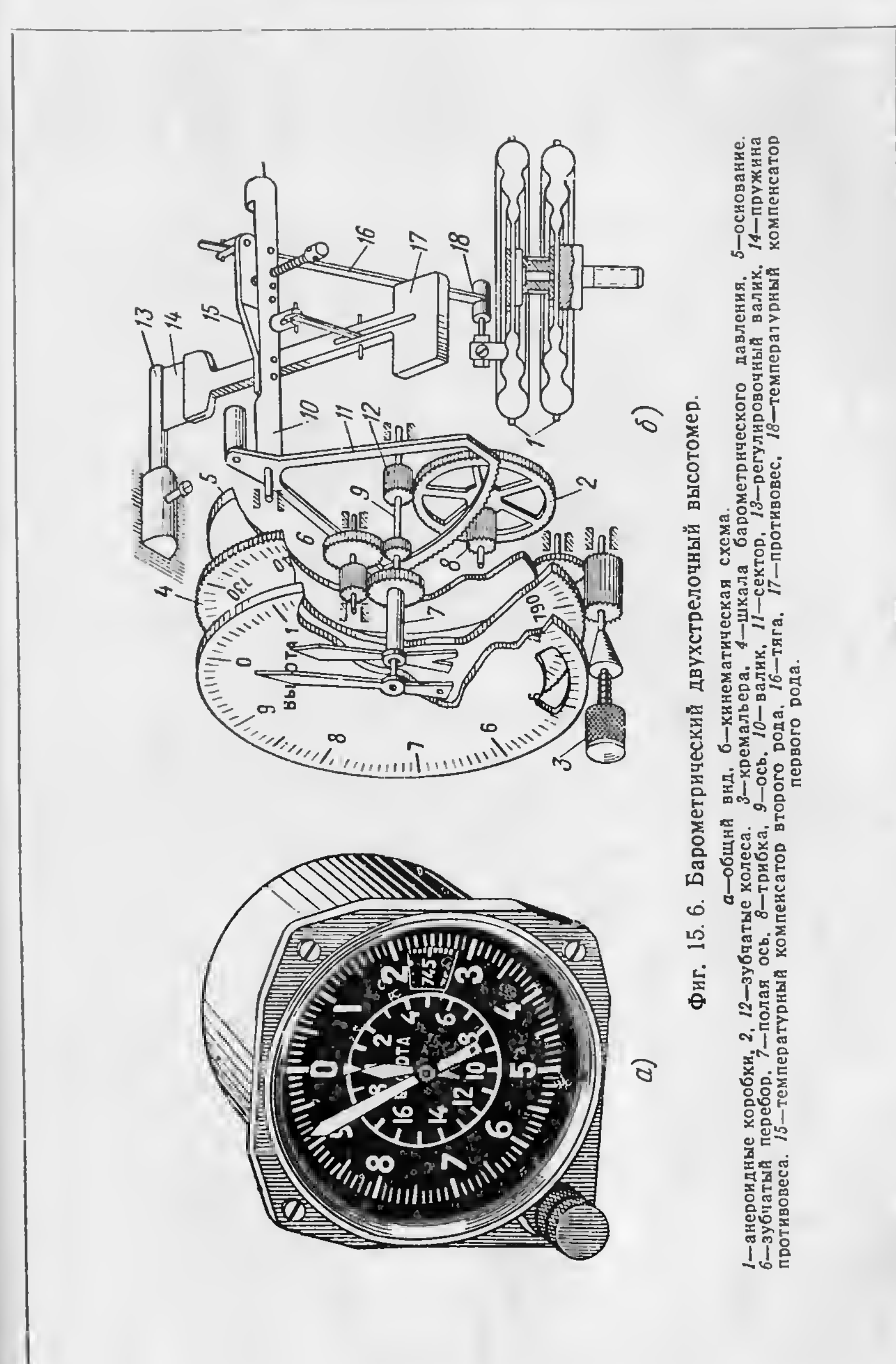
3. Элементы устройства высотомера

Примером барометрического высотомера может служить двухстрелочный высотомер, показанный на фиг. 15. 6, *а*. Чувствительными элементами прибора являются анероидные коробки. Кинематическая схема высотомера приведена на фиг. 15. 6, *б*.

Работа прибора происходит следующим образом. При подъеме на высоту атмосферное давление падает и анероидные коробки *1* под воздействием сил упругости мембран деформируются (две коробки применены в этом высотомере для увеличения общего хода). Этот ход, являющийся однозначной функцией давления, при помощи тяги *16*, сектора *11*, трибки *8* и зубчатых колес *2* и *12* преобразуется в поворот большой стрелки прибора. При подъеме на высоту 1000 *м* большая стрелка делает один оборот. Шкала прибора отградуирована в сотнях и десятках метров. Таким образом, подъем на 20 000 *м* вызывает 20 полных оборотов этой стрелки. Чтобы определить на какой тысяче метров высоты находится самолет, имеется вторая, малая стрелка, перемещающаяся в 20 раз медленнее. Угол поворота оси *9* уменьшается при помощи зубчатого перебора *6*. Малая стрелка сидит на полой оси *7*.

Для возможности одновременной установки обеих стрелок на нуль шкалы и уничтожения таким образом второй методической погрешности (см. след. раздел) весь механизм, вместе с коробками и зубчатыми колесами, за исключением оси сателлитов зубчатого перебора *6*, укреплен на основании *5*, которое при помощи кремальеры *3* может поворачиваться вокруг геометрической оси, совпадающей с осью стрелок. Так как при таком повороте элементы передаточного механизма большой стрелки не перемещаются один

* При выводе барометрических формул не учитывались изменения влажности и ускорения свободного падения в зависимости от широты места и высоты.



Фиг. 15. 6. Барометрический двухстрелочный высотомер.

а—общий вид, *б*—кинематическая схема.

1—анероидные коробки, *2, 12*—зубчатые колеса, *3*—кремальера, *4*—шкала барометрического давления, *5*—основание, *6*—зубчатый перебор, *7*—полая ось, *8*—трибка, *9*—ось, *10*—валик, *11*—сектор, *13*—регулировочный валик, *14*—пружина противовеса, *15*—температурный компенсатор второго рода, *16*—тяга, *17*—противовес, *18*—температурный компенсатор первого рода.

относительно другого, то и большая стрелка повернется на угол, равный углу поворота основания. В то же время, благодаря тому что ось сателлитов укреплена в подшипниках, неподвижных относительно корпуса, малая стрелка повернется на угол, в 20 раз меньший, вследствие чего обе стрелки одновременно установятся на нуль шкалы.

Для уравновешивания коробок предусмотрен противовес *17*. Для устранения люфта в шарнирах противовес присоединен к основанию механизма при помощи плоской пружины *14* (пендельфедер).

Поворачивая валик *13* и создавая при этом различный натяг пружины противовеса *14* (который передается на коробки), можно смещать начальную точку хода коробок, а следовательно, и использовать различные участки кривой характеристики коробок.

В боковой части шкалы прибора сделан вырез (см. фиг. 15. 6, *а*), сквозь который видна шкала давления *4* (фиг. 15. 6, *б*) с делениями, показывающими давление в миллиметрах ртутного столба. Шкала эта вращается при помощи кремальеры, устанавливающей стрелки на нуль. Отсчет следует производить при нулевом положении стрелок. В этом случае на шкале давления можно прочитать величину давления в зоне нахождения самолета. Если же шкала давления установлена на цифру 760, то стрелки высотомера показывают абсолютную высоту (см. след. раздел).

4. Погрешности высотомера

Погрешности высотомера, как и большинства приборов, в которых измерение производится косвенными методами, могут быть разделены на методические и инструментальные.

Методические погрешности барометрического высотомера бывают четырех видов и имеют место при:

1) изменении рельефа местности;
2) изменении давления у земли до взлета;
3) изменении давления у земли после взлета;
4) изменении средней температуры столба воздуха.

Для уточнения вопроса о методических погрешностях высотомера следует отметить, что на практике различают три высоты (фиг. 15. 7):

а) абсолютную высоту, т. е. высоту относительно уровня, на котором давление равно 760 *мм* рт. ст., температура $+15^\circ$ C, температурный градиент 0,0065 *град/м*;

б) относительную высоту, т. е. высоту над местом взлета;

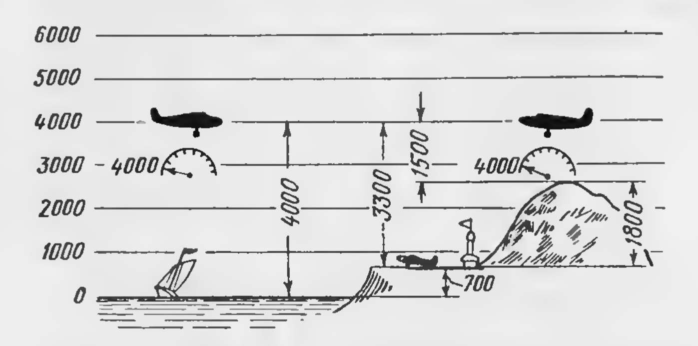
в) истинную высоту, т. е. высоту над пролетаемой местностью.

Первая высота используется при испытании самолета, авиационного двигателя и пр., вторая—при аэродромных полетах, третья—во всех других случаях.

1. Погрешность в определении истинной высоты может быть учтена только в том случае, если экипаж самолета знаком с рельефом местности, над которой пролетает самолет.

Все остальные погрешности относятся к определению относительной высоты.

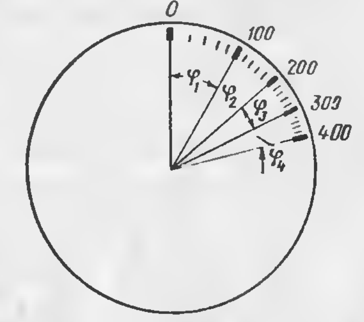
2. Изменение давления у земли до взлета вызывает смещение стрелок прибора с нулевого деления шкалы. Для погашения этой погрешности весь механизм прибора делают, как было указано



Фиг. 15. 7. Относительная, абсолютная и истинная высоты полета.

в предыдущем разделе, вращающимся. При помощи специальной кремальеры можно совместить стрелки с нулевым делением шкалы. Такое устройство накладывает особое требование на вид шкалы: она должна быть равномерной по высоте. Докажем, что неравномерная шкала внесет погрешность в показания прибора.

Допустим, что имеется шкала с неравномерными делениями; например, расстояния между делениями уменьшаются с высотой (фиг. 15. 8). Если перед взлетом давление у земли было 760 *мм* рт. ст. и стрелка прибора стояла на нуле, то после подъема самолета на 100 *м* стрелка повернется на угол φ_1, а при подъеме на высоту от 100 до 200 *м* — на угол φ_2 и т. д., причем угол $\varphi_2<\varphi_1$, $\varphi_3<\varphi_2$ и т. д. При этом мы полагали, что каждой высоте соответствует свое вполне определенное давление, определяемое барометрической формулой.



Фиг. 15. 8. Шкала, неравномерная по высоте.

Предположим, что перед взлетом давление у земли упало, вследствие чего стрелка отошла от нуля и показывает 100 *м*. Если самолет поднимется на высоту 100 *м*, а стрелка не будет предварительно установлена на 0 *м*, то она, повернувшись дополнительно на угол φ_2, покажет 200 *м*, так как давление на высоте 100 *м* над аэродромом будет уже равно давлению, при котором стрелка должна показать 200 *м*.

Если же в таком случае поставить стрелку перед взлетом на 0 *м*, то она, повернувшись при подъеме на 100 *м* на угол φ_2, покажет высоту, меньшую 100 *м*, так как $\varphi_2 < \varphi_1$.

Отсюда следует, что показания высотомера будут иметь погрешность. Вполне очевидно, что в случае равномерной шкалы этой погрешности не будет.

Таким образом, в случае применения в приборе поворотного механизма равномерность шкалы по высотам обязательна.

3. Предположим, что в полете показание H прибора соответствует давлению p_H. Если у земли давление равно p_0, то показание прибора соответствует относительной высоте, определяемой по формуле (15. 11) или (15. 6). Допустим, что на уровне аэродрома давление изменилось и стало равным $p_1 < p_0$. Если летчик выдерживает высоту полета по показанию прибора, то относительная высота полета будет уже не H, а H_1, причем из формулы (15. 11) видно, что $H_1 < H$. Действительно

$$H_1 = 18\,400\left(1 + \frac{1}{273} t_{ср}\right) \lg \frac{p_1}{p_H}.$$

Так как высота

$$H = 18\,400\left(1 + \frac{1}{273} t_{ср}\right) \lg \frac{p_0}{p_H},$$

то, разделив H_1 на H, получим

$$H_1 = H \frac{\lg p_1 - \lg p_H}{\lg p_0 - \lg p_H},$$

а погрешность показания будет равна

$$H_1 - H = H \frac{\lg p_0 - \lg p_1}{\lg p_0 - \lg p_H},$$

где H — показание прибора, а H_1 — относительная высота полета.

Здесь мы полагали, что распределение температуры по высоте оставалось неизменным.

4. Если при тех же условиях полета изменится не давление у земли, а средняя температура столба воздуха, т. е. средняя температура станет равной $t'_{ср}$, то в этом случае относительная высота H' уже не будет равна показанию H прибора, т. е.

$$H' = 18\,400\left(1 + \frac{1}{273} t'_{ср}\right) \lg \frac{p_0}{p_H};$$

отсюда

$$H' = H \frac{273 + t'_{ср}}{273 + t_{ср}},$$

а погрешность показания будет равна

$$H' - H = H \frac{t'_{ср} - t_{ср}}{273 + t_{ср}},$$

где H—показание прибора, а H'—относительная высота полета. Здесь мы предполагали, что начальное давление оставалось неизменным [1].

Инструментальные погрешности высотомеров такие же, как и у всех мембранных приборов (см. гл. VII), поэтому мы их отдельно рассматривать не будем. Однако следует отметить, что у высотомеров температурная инструментальная погрешность компенсируется при помощи кинематических или силовых температурных компенсаторов.

5. Элементы расчета барометрического высотомера

Исходными данными для расчета барометрического высотомера служат заданный диапазон измерения высоты, заданный диапазон изменения температуры прибора, и точность прибора. Расчет производят в следующем порядке.

1. Рассчитывают характеристику анероидной коробки по давлению или по высоте. Линейная по давлению характеристика облегчает производство мембран, имеющих идентичные характеристики. Линейная по высоте характеристика упрощает передаточный механизм, позволяя брать его близким к линейному. При расчете блока анероидных коробок следует иметь в виду, что характеристику блока получают умножением прогиба одной мембраны на число мембран. Прогиб анероидного блока следует предусматривать в несколько миллиметров. Расчет характеристики анероидного блока производят по формулам, приведенным в разд. 2 гл. II.

2. По кривой $p_{ст} = f_1(H)$, взятой из гипсометрической характеристики, и характеристике анероидной коробки $w_0 = f_2(p_{ст})$ графическим путем строят зависимость прогиба $w_0 = f_3(H)$, как это указано на фиг. 15. 9.

3. Определяют передаточный коэффициент линейной части передаточного механизма $i_{лин}$ по формуле

$$i_{лин} = \frac{\varphi_{max}}{\alpha_{max}},$$

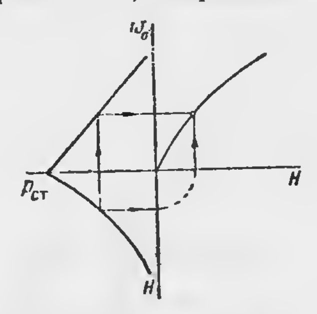
где φ_{max} — максимальный угол поворота большой стрелки высотомера;

α_{max} — максимальный угол поворота ведомого звена (плеча) нелинейной части передаточного механизма. По величине $i_{лин}$ определяют параметры линейного передаточного механизма, обычно шестеренчатого.

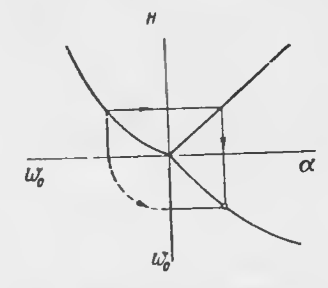
[1] Определение методических погрешностей пп. 3 и 4 дано по книге П. А. Молчанова, Курс аэронавигации, ОНТИ, 1937.

4. Определяют характеристику $\alpha=f_4(H)$ (где α—угол поворота ведомого звена (плеча) нелинейной части передаточного механизма), для чего ординаты характеристики шкалы $\varphi=f_5(H)$ делят на $i_{лин}$.

5. По характеристикам $w_0=f_3(H)$ и $\alpha=f_4(H)$ графическим путем (фиг. 15. 10) определяют характеристику нелинейной части



Фиг. 15. 9. Схема графического определения прогиба анероидной коробки в зависимости от высоты.



Фиг. 15. 10. Схема графического определения характеристики нелинейной части передаточного механизма.

передаточного механизма $\alpha=f(w_0)$. По формулам, приведенным в разд. 4 гл. II, определяют параметры передаточного механизма. Обычно в качестве нелинейной части передаточного механизма берут кривошипно-шатунный механизм.

6. Выбирают вид температурного компенсатора погрешностей от изменения модуля упругости. По формулам, приведенным в разд. 3 гл. II и разд. 4 гл. VII, определяют параметры элементов температурного компенсатора.

Глава XVI
УКАЗАТЕЛИ СКОРОСТИ

1. Общие сведения

Скорость полета самолета измеряется как относительно среды, в которой перемещается самолет, т. е. относительно воздуха, так и относительно Земли. Методов измерения скорости полета относительно воздуха и Земли существует несколько. В настоящей главе будет рассмотрен наиболее распространенный—аэрометрический способ измерения воздушной скорости самолета. Радиотехнический метод измерения скорости полета относительно Земли (так называемой путевой скорости), основанный на принципе Допплера, как не относящейся к предмету излагаемого курса, рассматриваться не будет. Не затрагивается здесь и болометрический способ определения воздушной скорости, так как этот способ практически не применяется в авиации. Основы инерциального метода измерения путевой скорости будут изложены вкратце.

2. Основы теории аэрометрического метода измерения скорости полета

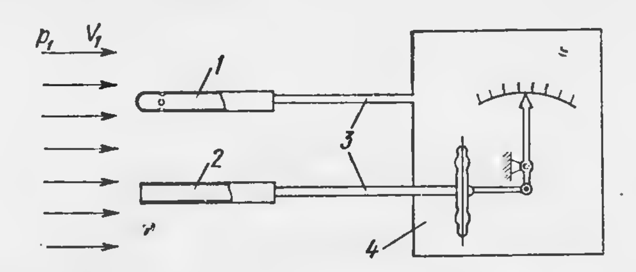
Устройство указателя скорости основано на явлении, которое математически сформулировано Д. Бернулли[1] в его известной теореме

$$\frac{p_1}{\gamma}+\frac{V_1^2}{2g}=\frac{p_2}{\gamma}+\frac{V_2^2}{2g}. \qquad (16.1)$$

Полагая, что нивелирная высота z одинакова для левой и правой частей уравнения, мы ее опускаем. Кроме того, считаем, что воздух, обтекающий приемник воздушного давления (трубку Пито) несжимаем и процесс обтекания изохоричен. Вследствие этого можно считать, что весовая плотность $\gamma_1=\gamma_2$, а поэтому индекс у величины γ опущен. Это справедливо для скоростей, меньших 400 *км/час*.

[1] Даниил Бернулли (1700—1788)—выдающийся математик и физик, действительный член Петербургской академии наук.

Указатель скорости (фиг. 16.1) состоит из трех основных частей: приемника воздушного давления, состоящего из трубки (нифера) 1 статического давления и трубки 2 динамического давления; трубопроводов 3 и указателя 4, являющегося чувствительным дифференциальным манометром.

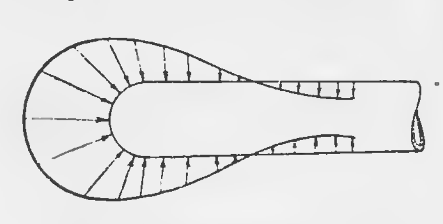


Фиг. 16.1. Схема устройства указателя воздушной скорости.

1—трубка статического давления. 2—трубка динамического (полного) давления. 3—трубопроводы. 4—указатель.

При помощи трубопроводов 3 трубка 2 динамического давления соединяется с чувствительным элементом—манометрической коробкой дифференциального манометра, а трубка 1—с полостью корпуса манометра. Трубка динамического давления спереди открыта, а статического давления—закрыта, но в ней сбоку имеются отверстия, соединяющие ее с наружной атмосферой.

Допустим, что приемник установлен в потоке воздуха так, как это показано на фиг. 16.1. Обозначим давление в потоке воздуха p_1, а скорость потока V_1. Давление внутри трубки 1, а следовательно, в полости корпуса указателя, очевидно, будет равно p_1; при давлении внутри трубки 1, отличном от p_1, выравнивание происходит через боковые отверстия.



Фиг. 16.2. Эпюра давлений на приемник.

Таким образом, при помощи трубки 1 в полости корпуса указателя получается давление, равное давлению в потоке. Это давление называется *статическим*. Эпюра давлений по периметру приемника воздушного давления вдоль его осевого сечения показана на фиг. 16.2. Отверстия, соединяющие внутреннюю полость трубки 1 (см. фиг. 16.1) с внешним потоком, должны находиться в точке пересечения эпюры с поверхностью трубки. С изменением скорости полета эта точка может перемещаться вдоль поверхности, поэтому обычно эти отверстия располагают в том месте, где происходит пересечение при

крейсерской скорости полета. Иногда вместо специальной трубки для определения статического давления трубопровод 3 подводят к такому месту обшивки самолета, в котором при крейсерской скорости полета давление на поверхности равно статическому давлению в потоке, обтекающем самолет.

Определим, чему будет равно давление в трубке динамического давления. Поток воздуха, набегающий на трубку, тормозится в ней и скорость потока в трубке равна нулю ($V_2=0$). Давление внутри трубки можно определить из уравнения (16.1)

$$p_2=p_1+\frac{V_1^2\gamma}{2g}.$$

Отсюда видно, что давление p_2, называемое *полным*, больше, чем p_1, т. е. давление внутри манометрической коробки будет больше давления в полости корпуса указателя. Вследствие этого перепада давлений манометрическая коробка деформируется. Эта деформация при помощи мультипликационного механизма передается на стрелку указателя. Очевидно, что угол поворота стрелки, связанной с манометрической коробкой, является функцией скорости потока V_1, т. е.

$$p_2-p_1=\frac{V_1^2\gamma}{2g}, \qquad (16.2)$$

поэтому шкала прибора градуирована в *км/час* при весовой плотности воздуха $\gamma=1{,}225$ *кГ/м³*, т. е. плотности, соответствующей давлению 760 *мм* рт. ст., и температуре $+15°$ С.

Уравнение (16.2) обычно пишется в несколько ином виде. Полагая $p_2-p_1=\Delta p$ и опуская индекс у V (так как $V_2=0$), получим

$$\Delta p=\frac{V^2\gamma}{2g}. \qquad (16.3)$$

Большей частью перепад давлений Δp, получаемый от приемника воздушного давления, не точно равен величине $\frac{V^2\gamma}{2g}$, называемой *динамический* или *скоростной напор*. Это неравенство учитывается коэффициентом ξ. Тогда уравнение (16.3) окончательно примет вид

$$\Delta p=\xi\frac{V^2\gamma}{2g}, \qquad (16.4)$$

где ξ—коэффициент приемника воздушного давления [1].

Этот коэффициент обычно несколько отличается от единицы и колеблется в пределах 0,98—1,02, что объясняется неточностью изготовления приемника и влиянием места установки его на самолете.

[1] Коэффициентом ξ приемника называется отношение теоретического скоростного напора, вычисленного по формуле (16.3) для данных условий, к фактическому скоростному напору.

Для современных больших скоростей полета воздух нельзя считать несжимаемым. Поэтому в уравнении Бернулли не следует опускать индекс γ. Процесс сжатия в приемнике воздушного давления можно считать близким к адиабатическому.

Учитывая изложенное, вместо уравнения (16.2) получим [1]

$$\left(\frac{p_2}{\gamma_2}-\frac{p_1}{\gamma_1}\right)\frac{k}{k-1}=\frac{V_1^2}{2g}, \qquad (16.5)$$

где k—показатель адиабаты, равный 1,4.

Известно, что при адиабатическом процессе

$$\frac{\gamma_1}{\gamma_2}=\left(\frac{p_1}{p_2}\right)^{\frac{1}{k}}$$

или

$$\frac{1}{\gamma_2}=\frac{1}{\gamma_1}\left(\frac{p_1}{p_2}\right)^{\frac{1}{k}}.$$

Подставляя значение $\frac{1}{\gamma_2}$ в уравнение (16.5), получим

$$\left[\frac{p_2}{\gamma_1}\left(\frac{p_1}{p_2}\right)^{\frac{1}{k}}-\frac{p_1}{\gamma_1}\right]\frac{k}{k-1}=\frac{V_1^2}{2g}$$

или

$$\left[\frac{p_1}{\gamma_1}\left(\frac{p_2}{p_1}\right)^{\frac{k-1}{k}}-\frac{p_1}{\gamma_1}\right]\frac{k}{k-1}=\left[\left(\frac{p_2}{p_1}\right)^{\frac{k-1}{k}}-1\right]\frac{p_1}{\gamma_1}\,\frac{k}{k-1}=\frac{V_1^2}{2g}.$$

Далее

$$p_2=\left[\frac{V_1^2\gamma_1(k-1)}{2gkp_1}+1\right]^{\frac{k}{k-1}}p_1.$$

Опуская индекс у величины V, можно написать

$$p_2-p_1=\Delta p=p_1\left\{\left[\frac{V^2\gamma_1(k-1)}{2gkp_1}+1\right]^{\frac{k}{k-1}}-1\right\}, \qquad (16.6)$$

где p_1 и γ_1—статическое давление и весовая плотность воздуха на высоте полета соответственно.

[1] См. § 3 гл. V книги Я. И. Левинсона, Аэродинамика больших скоростей, Оборонгиз, 1950.

Выражая явно значение V, получим

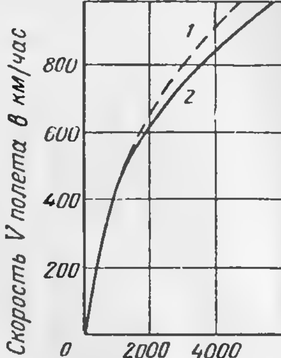
$$V=\sqrt{\frac{2gp_1k}{\gamma_1(k-1)}\left[\left(\frac{\Delta p}{p_1}+1\right)^{\frac{k-1}{k}}-1\right]},$$

или, заменяя

$$\gamma_1=\frac{p_1}{RT_H},$$

(где T_H—температура в °K на высоте H, а R—газовая постоянная), получим

$$V=\sqrt{\frac{2gRT_Hk}{k-1}\left[\left(\frac{\Delta p}{p_1}+1\right)^{\frac{k-1}{k}}-1\right]}. \qquad (16.7)$$



Фиг. 16.3. Кривые зависимости перепада давлений Δp от скорости полета.

кривая 1—без учета, кривая 2—с учетом адиабатического сжатия воздуха.

Перепад давлений, получаемый по формуле (16.6), больше перепада, получаемого по формуле (16.4). Таким образом, прибор, градуированный по формуле (16.4), дает завышенные показания.

Для скорости 100 *км/час* погрешность, выраженная в единицах давления, не превышает 0,2%; при скорости 400 *км/час* равна примерно 2,5%, а при скорости 1000 *км/час* достигает 15,1%. В единицах скорости эта погрешность будет равна соответственно 0,1, 1,2 и 6,6%. Вследствие этого современные указатели скорости градуируются в соответствии с формулой (16.6).

Кривые зависимости скорости полета от перепада давлений, рассчитанные по формулам (16.4) и (16.6), приведены на фиг. 16.3.

При расчетах для полетов со сверхзвуковой скоростью формулы (16.4) и (16.6) перестают быть действительными. Связь между разностью давлений p_2-p_1 и скоростью полета определяется формулой Релея

$$p_2-p_1=\Delta p=p_1\left[\frac{\left(\frac{k+1}{2}\right)^{\frac{k+1}{k-1}}\left(\frac{2}{k-1}\right)^{\frac{1}{k-1}}V^{\frac{2k}{k-1}}}{a^2\left(\frac{2k}{k-1}V^2-a^2\right)^{\frac{1}{k-1}}}-1\right],$$

где p_2 — давление, воспринимаемое трубкой динамического давления приемника;

p_1 — статическое давление в потоке;

a — скорость звука в атмосфере (зависящая от температуры воздуха).

Подставляя вместо показателя k его значение 1,4, получим [1]

$$\Delta p = p_1 \left[\frac{167 V^7}{a^2 (7V^2 - a^2)^{2,5}} - 1 \right]. \qquad (16.8)$$

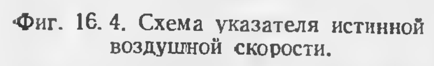
Следует отметить, что измерение статического давления при полете со сверхзвуковой скоростью представляет значительные трудности, так как перед приемником обычно образуется так называемый скачок уплотнения, затрудняющий измерение статического давления. Кроме того, даже незначительный наклон оси приемника по отношению к потоку также вносит существенные погрешности в определение перепада давлений Δp.

3. Элементы устройства указателя скорости

Принцип работы и устройства указателя скорости был рассмотрен в начале разд. 2. В настоящем разделе принцип работы и устройства будет рассмотрен более подробно.

Из уравнений (16.4), (16.7) и (16.8) вытекает, что перепад давлений Δp является функцией не только величины V, но и двух других переменных p_1 и T_H. Следовательно, прибор, построенный по схеме фиг. 16.1, будет давать правильные показания только для каких-либо заданных значений p_1 и T_H, на которые прибор рассчитан. Такими значениями являются $p_1 = 760$ *мм* рт. ст. и $T_H = 288°$ K.




Фиг. 16.4. Схема указателя истинной воздушной скорости.

1, 2—промежуточные валики передаточного механизма. *3*—измеритель статического давления. *4*—измеритель динамического (полного) давления. *5*—измеритель температуры воздуха.

Прибор, построенный по указанной схеме, называется *указателем индикаторной* (приборной) *воздушной скорости.* Однако в показаниях прибора возможен автоматический учет изменения переменных p_1 и T_H. В этом случае в приборе (фиг. 16.4) должны быть предусмотрены чувствительные элементы *3* и *5*, воспринимающие давление и температуру и изменяющие при своих деформациях передаточные отношения в механизме указателя скорости. Такого рода приборы называются *указателями истинной воздушной скорости.*

[1] Вывод этих формул см. стр. 253 книги Я. И. Левинсона, Аэродинамика больших скоростей, Оборонгиз, 1950.

Отдельную коррекцию по температуре обычно исключают, полагая, что температура изменяется с высотой (а следовательно, и с давлением) в соответствии со стандартной атмосферой (см. разд. 2 предыдущей главы) и учитывают изменение температуры при помощи чувствительного элемента, измеряющего статическое давление. Действительно, если распределение температуры по высоте полагать соответствующим стандартной атмосфере, то каждой высоте, а следовательно, и статическому давлению соответствует своя температура. Поэтому, можно написать, что

$$T_H = f(p_1).$$

Выражая в формулах (16.4), (16.7) и (16.8) (в последней величина T_H скрыта в скорости звука a) значение T_H через $f(p_1)$, найдем, что скорость V является в этом случае функцией перепада давлений Δp и статического давления p_1.

Указатель истинной воздушной скорости ни в коем случае нельзя устанавливать на доске летчика вместо указателя приборной скорости. Это вытекает из следующих соображений.

Перепад давлений, измеряемый указателем скорости,

$$\Delta p = \xi \frac{\gamma V^2}{2g}.$$

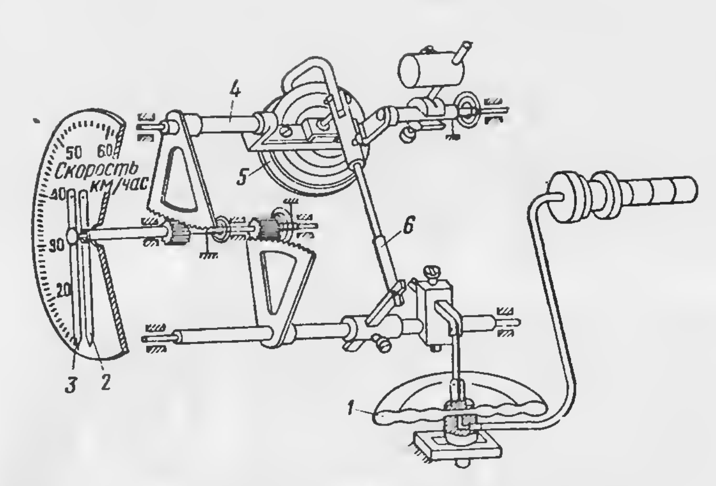
Подъемная сила крыльев самолета

$$Y = 2c_y S \frac{\gamma V^2}{2g},$$

где c_y — коэффициент подъемной силы;
S — площадь крыльев.

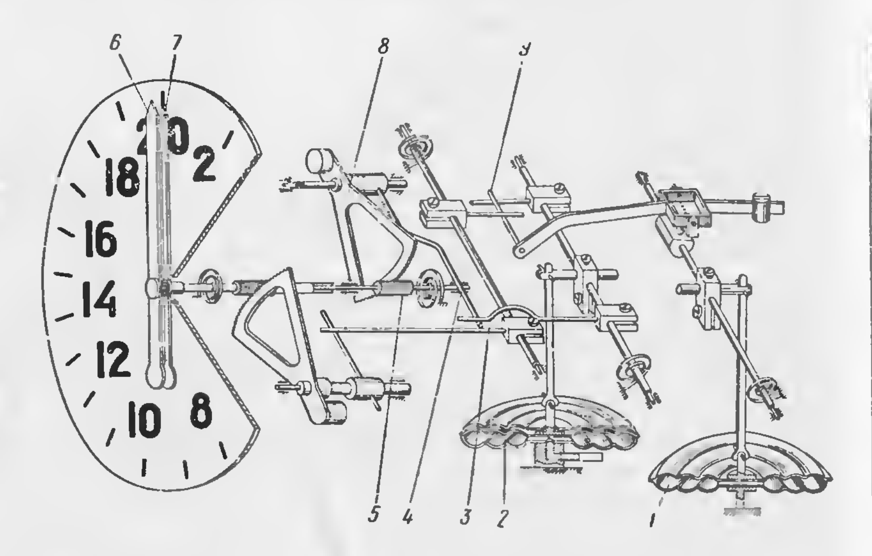
Отсюда видно, что как перепад давлений Δp, так и подъемная сила пропорциональны одной и той же величине $\frac{\gamma V^2}{2g}$.

Всякое изменение плотности γ будет совершенно одинаково сказываться как на показании указателя скорости, так и на величине подъемной силы. Поэтому уменьшение показаний прибора будет сигнализировать о том, что самолет может попасть в опасное положение в связи с падением подъемной силы. В случае применения указателя истинной воздушной скорости уменьшение подъемной силы может произойти даже при неизменном показании прибора, только из-за уменьшения плотности воздуха (при подъеме). Таким образом, этот прибор не может служить сигнализатором уменьшения подъемной силы. Указатель истинной воздушной скорости полезно устанавливать на приборной доске летчика дополнительно к указателю приборной скорости. В связи с этим в настоящее время в Советском Союзе применяются двухстрелочные (комбинированные) указатели скорости, на которых одна стрелка дает показания приборной, а другая—истинной воздушной скорости. Схема такого прибора приведе-



Фиг. 16. 5. Схема комбинированного указателя скорости с подвижными анероидными коробками.

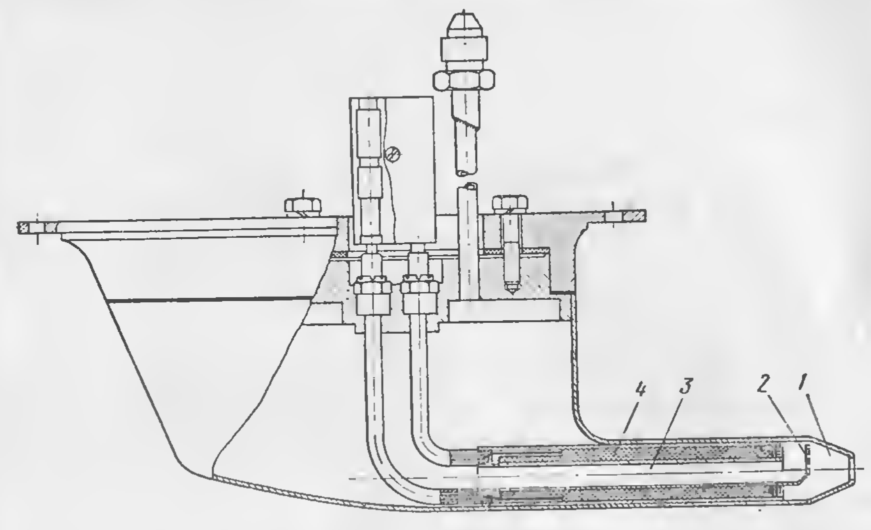
1—манометрическая коробка, *2*—стрелка указателя истинной воздушной скорости, *3*—стрелка указателя приборной скорости, *4*—ось, *5*—блок из двух анероидных коробок, *6*—тяга.



Фиг. 16. 6. Схема комбинированного указателя скорости с неподвижной анероидной коробкой.

1—анероидная коробка, *2*—манометрическая коробка, *3*, *4*, *9*—поводки, *5*—трибка, *6*—стрелка указателя приборной скорости, *7*—стрелка указателя истинной воздушной скорости, *8*—сектор.

на на фиг. 16. 5. Угол поворота стрелки *3*, показывающей приборную скорость, является функцией только перепада давлений, воспринимаемого манометрической коробкой *1*. Ход коробки *1* поворачивает ось *4*, связанную с коробкой тягой *6*. Ведомое плечо оси может изменяться в зависимости от хода двух анероидных коробок *5* малого диаметра и, следовательно, изменять передаточное число механизма. Но ход коробок является функцией давления. Таким образом, и показания стрелки *2* являются функцией не только величины перепада давлений Δp, воспринимаемого коробкой *1*, но и давления p_1. По-



Фиг. 16. 7. Приемник воздушного давления.

1—камера динамического давления, *2*—козырек, *3*—трубопровод, *4*—электрообогрев.

лагая, что температура воздуха изменяется в соответствии со стандартной атмосферой, можно, как было указано выше, учитывать температуру при помощи анероидных коробок; поэтому показания стрелки *2* будут являться функцией не только p_1, но и T_H.

При соответствующем подборе кинематики передаточного механизма в показаниях стрелки *2* будут учтены изменения статического давления p_1 и температуры воздуха T_H.

Кроме описанных приборов, измеряющих истинную воздушную скорость до 1200 *км/час*, применяются комбинированные указатели скорости, выполненные по схеме фиг. 16. 6. В приборе этой схемы анероидная коробка *1* закреплена неподвижно на основании механизма. Ход коробки вызывает перемещение поводка *9*, который изменяет отношение в передаточном механизме, связывающем манометрическую коробку *2* со стрелкой *7*, чем учитывается изменение величин p_1 и T_H.

Вторая кинематическая цепь, передающая ход коробки *2* через

поводки 3 и 4, сектор 8 и трибку 5 на стрелку 6, обеспечивают показания приборной скорости. Эти приборы измеряют скорость до 2000 *км/час* и более.

Примером приемника воздушного давления может служить приемник, показанный на фиг. 16. 7.

В этом приемнике трубка статического давления отсутствует, так как статическое давление отбирается трубопроводом из отверстия в обшивке самолета, расположенного в таком месте обшивки, где давление на ее поверхности равно статическому. Для того чтобы влага (например капли дождя и т. п.) не попадала в трубопровод 3, применен козырек 2, защищающий трубопровод. Во избежание замерзания в зимних условиях воды, все же попадающей в трубопровод 3 и камеру 1, применяется электрообогрев 4, включаемый только во время полета.

4. Погрешности указателя скорости

Как было указано в предыдущем разделе, показания указателя индикаторной скорости правильны при условии, что статическое давление $p_1=760$ *мм* рт. ст., а $T_H=288°$ К. В противном случае показания этого прибора будут обладать погрешностью. Эта погрешность будет методической.

Чтобы определить истинную воздушную скорость по показанию указателя приборной скорости, необходимо знать давление и температуру воздуха на высоте полета. Для малых скоростей полета показание прибора определяется из уравнения (16. 4)

$$V_0=\sqrt{\frac{2g\Delta p}{\xi\gamma_0}},$$

где V_0 — показание прибора, а γ_0 — расчетная весовая плотность. Истинная воздушная скорость на высоте H равна

$$V_H=\sqrt{\frac{2g\Delta p}{\xi\gamma_H}},$$

где V_H — истинная воздушная скорость, а γ_H — весовая плотность на высоте H. Разделив V_H на V_0, получим

$$V_H=V_0\sqrt{\frac{\gamma_0}{\gamma_H}}. \qquad (16.9)$$

Так как весовая плотность зависит от давления и температуры, то отношение $\frac{\gamma_0}{\gamma_H}$ заменим соответствующими выражениями

$$\gamma_0=\frac{p_0}{RT_з};\quad \gamma_H=\frac{p_1}{RT_H};\quad \frac{\gamma_0}{\gamma_H}=\frac{p_0T_H}{p_1T_з},$$

где p_0 и $T_з$ — расчетные давление и абсолютная температура (т. е. давление 760 *мм* рт. ст. и температура 288° К);

p_1 и T_H — давление и абсолютная температура на высоте полета H;

R — газовая постоянная.

Подставляя значение $\frac{\gamma_0}{\gamma_H}$ в уравнение (16.9), получим

$$V_H=V_0\sqrt{\frac{p_0T_H}{p_1T_з}},$$

т. е. истинная воздушная скорость V_H равна показанию прибора (приборной скорости V_0), умноженному на радикал

$$\sqrt{\frac{p_0T_H}{p_1T_з}}.$$

Величина методической погрешности

$$\Delta V=V_H-V_0=V_0\sqrt{\frac{p_0T_H}{p_1T_з}}-V_0$$

или

$$\Delta V=V_0\left(\sqrt{\frac{p_0T_H}{p_1T_з}}-1\right).$$

Величина методической погрешности в значительной степени зависит от изменения давления и температуры воздуха. Для различных высот относительная погрешность указателя скорости выражается примерно следующими значениями:

Высота H в *м*	2000	4000	5000	6000	8000	9000	10 000
$\frac{\Delta V}{V}$ %	10	22	29	36	53	62	72

Учет этой погрешности в полете можно производить при помощи навигационной линейки [1].

Для скоростей, превышающих 400 *км/час*, когда формула (16. 4) даст значительные погрешности, значение методической погрешности следует определять с помощью формулы (16. 6)

$$V_0=\sqrt{\frac{2gp_0k}{\gamma_0(k-1)}\left[\left(\frac{\Delta p}{p_0}+1\right)^{\frac{k-1}{k}}-1\right]}$$

и

$$V_H=\sqrt{\frac{2gp_1k}{\gamma_H(k-1)}\left[\left(\frac{\Delta p}{p_1}+1\right)^{\frac{k-1}{k}}-1\right]}.$$

[1] Навигационная линейка (в дальнейшем усовершенствованная) была впервые создана в конце двадцатых годов штурманом авиации Л. С. Поповым.

Разделив второе равенство на первое и имея в виду, что $\gamma_i = \frac{p_i}{RT_i}$, получим

$$V_H = V_0 \sqrt{\frac{T_H\left[\left(\frac{\Delta p}{p_1}+1\right)^{\frac{k-1}{k}}-1\right]}{T_з\left[\left(\frac{\Delta p}{p_0}+1\right)^{\frac{k-1}{k}}-1\right]}}.$$

Тогда методическая погрешность будет

$$\Delta V = V_0\left\{\sqrt{\frac{T_H\left[\left(\frac{\Delta p}{p_1}+1\right)^{\frac{k-1}{k}}-1\right]}{T_з\left[\left(\frac{\Delta p}{p_0}+1\right)^{\frac{k-1}{k}}-1\right]}}-1\right\}.$$

Так как для сверхзвуковой скорости полета зависимость величины V от Δp, p_1 и T_H явно не может быть выражена, то и методическая погрешность в явном виде также не может быть определена.

Определяя истинную воздушную скорость посредством централи скорости и высоты производят измерение температуры воздуха на высоте полета. В этом случае необходимо учитывать, что показания термометра отличаются от истинной температуры окружающей среды. В противном случае показания скорости будут обладать погрешностями.

В самом деле, согласно уравнению (16.5) имеем

$$\left(\frac{p_2}{\gamma_2}-\frac{p_1}{\gamma_1}\right)\frac{k}{k-1}=\frac{V^2}{2g}.$$

Имея в виду, что

$$\gamma_i = \frac{p_i}{RT_i},$$

получим

$$(T_2-T_1)\frac{Rk}{k-1}=\frac{V^2}{2g},$$

где T_2 — температура непосредственно у измерителя, где скорость потока равна нулю (так называемая температура заторможенного потока);

T_1 — истинная температура воздушного потока.

Отсюда

$$T_2 = T_{зат} = T_{пот} + \frac{k-1}{2gRk}V^2$$

или

$$T_{зат} = T_{пот} + 5\left(\frac{V}{100}\right)^2.$$

Здесь V измеряется в *м/сек.*

Однако измеренная температура будет, вообще говоря, отличаться и от заторможенной вследствие того, что в зависимости от формы термометра торможение воздуха может быть неполным, и, следовательно, измеренная температура может быть ниже расчетной, так как не вся кинетическая энергия движущегося воздуха переходит в тепло.

Что касается инструментальных погрешностей, то у указателей скорости, так же как и у высотомеров они ничем не отличаются от инструментальных погрешностей мембранных приборов, описанных в гл. VII.

В отличие от высотомеров температурная инструментальная погрешность указателя приборной скорости не компенсируется, так как к точности этих приборов предъявляются не очень жесткие требования. В указателях истинной воздушной скорости основная часть температурной инструментальной погрешности компенсируется автоматически, так как в приборе производится деление ходов манометрической и анероидной коробок. Если коробки выполнены из одного и того же материала, то модули упругости как и основная часть дополнительных ходов при этом сократятся.

5. Указатель числа М

В настоящее время скорости полета превышают скорость звука. При скоростях, превышающих примерно 0,6 скорости звука, коэффициенты c_x — лобового сопротивления и c_y — подъемной силы не остаются постоянными величинами, но с увеличением отношения истинной воздушной скорости к скорости звука значение коэффициента c_x начинает увеличиваться, а c_y — понижаться. Отношение истинной воздушной скорости к скорости звука называется *числом* М.

В полете летчик должен иметь возможность определить, что самолет попал в зону повышенных сопротивлений, при которых управляемость изменится. Для такого определения служит прибор, который мы будем называть *указателем числа* М.

Следует отметить, что указатель истинной воздушной скорости не может заменить указателя числа М, так как его показания пропорциональны корню квадратному из скоростного напора, скорректированного по давлению и температуре (см. выше), в то время как число М пропорционально корню квадратному из скоростного напора, скорректированного только по давлению. Действительно

$$M = \frac{V_{ист}}{a},$$

где a — скорость звука.

Из разд. 4 известно, что для скоростей, меньших 400 *км/час*,

$$V_{ист} = V_0\sqrt{\frac{p_0 T_H}{p_1 T_з}}.$$

Скорость звука, как известно, почти не изменяется с изменением давления, но в значительной степени зависит от температуры. Эта зависимость имеет вид

$$a = a_0 \sqrt{\frac{T_H}{T_0}},$$

где a_0 — скорость звука при 0° С; $T_0 = 273°$ К.

Отсюда.

$$M = \frac{V_{ист}}{a} = \frac{V_0}{a_0} \sqrt{\frac{p_0 T_0}{p_1 T_э}} = \frac{1}{a_0} \sqrt{\frac{2gRT_0 \Delta p}{p_1}}.$$

Ясно, что число M не зависит от температуры, а величина перепада давлений Δp, измеряемая чувствительным манометром, должна быть скорректирована только по давлению p_1.

Для скоростей, превышающих 400 *км/час*, но меньших скорости звука, связь между Δp и числом M определяется формулами (справедливыми и для малых скоростей)

$$\Delta p = p_1 \left[\left(1 + \frac{k-1}{2} M^2\right)^{\frac{k}{k-1}} - 1 \right]$$

или

$$\Delta p = p_1 [(1 + 0{,}2 M^2)^{3,5} - 1],$$

где k принят равным 1,4.

Для скоростей, превышающих скорость звука, имеем

$$\Delta p = p_1 \left[\frac{167 M^7}{(7M^2 - 1)^{2,5}} - 1 \right],$$

что легко получить, если разделить числитель и знаменатель дроби в правой части формулы (16. 8) на

$$a^{\frac{2k}{k-1}} = a^7.$$

Обычно указатели числа M градуируются в значениях числа M в диапазоне от 0,3 или от 0,6 через 0,1. Устройство их аналогично устройству указателей истинной воздушной скорости (см. фиг. 16. 5 и 16. 6), но коррекция показаний в этом приборе производится только по давлению.

Следует отметить, что в указателе числа M инструментальная температурная погрешность компенсируется автоматически. Это объясняется тем, что механизм прибора производит деление ходов манометрической и анероидной коробок. Если эти коробки выполнены из одного и того же материала, то при делении дополнительные температурные ходы коробок сократятся.

6. Другие методы измерения скорости полета

Первыми указателями скорости, применявшимися на самолетах, были анемотахометры.

В настоящее время анемотахометры на самолетах уже не применяются, а используются на метеорологических станциях для определения скорости ветра. Но так как эти приборы обладают интересной особенностью, а именно: показания их не зависят от давления и температуры воздуха, мы сочли возможным изложить вкратце теорию работы анемотахометров.

Анемотахометр представляет собой крестовину, на концах которой укреплены полушария, обращенные выпуклостью в одну сторону по направлению вращения (фиг. 16. 8). Крестовина может вращаться вокруг оси, перпендикулярной ее плоскости.

Если крестовину с полушарнями поместить в поток воздуха, то она начнет вращаться вокруг своей оси, так как сопротивление вогнутой поверхности полушария больше сопротивления выпуклой поверхности. Очевидно, что угловая скорость ω вращения крестовины является функцией скорости потока. Измерив угловую скорость вращения крестовины при помощи центробежного тахометра, шкалу этого тахометра можно градуировать не в единицах угловой скорости вращения, а в единицах скорости потока. Такой прибор называется анемометром[1].

Показания анемотахометра практически не зависят от плотности воздуха, т. е. прибор показывает истинную воздушную скорость.

Фиг. 16. 8. Схема работы анемотахометра.

Положим скорость потока постоянной и угловую скорость крестовины установившейся. Рассмотрим мгновенное положение крестовины, показанное на фиг. 16. 8. Пренебрежем в первом приближении вращающим моментом, возникающим от полушарий *II* и *IV*, и трением в подшипниках оси и рассмотрим только полушария *I* и *III*. Площадь сечения по диаметру полушарий обозначим S, а коэффициенты сопротивления: вогнутой поверхности k_I, а выпуклой — k_{III}. Тогда сила, действующая на полушарие *I*, пропорциональная квадрату скорости воздуха относительно полушарий, будет равна

$$F_I = k_I S \rho (V - \omega r)^2,$$

где ρ — плотность воздуха;

ωr — скорость полушария.

Аналогично

$$F_{III} = k_{III} S \rho (V + \omega r)^2.$$

Соответственно моменты сил F_I и F_{III} относительно оси O крестовины будут

$$M_I = F_I r = k_I S \rho r (V - \omega r)^2$$

и

$$M_{III} = F_{III} r = k_{III} S \rho r (V + \omega r)^2.$$

Так как вращение крестовины установившееся, т. е. происходит с постоянной угловой скоростью, то эти моменты должны быть равны. Поэтому

$$k_I (V - \omega r)^2 = k_{III} (V + \omega r)^2,$$

откуда

$$\omega = \frac{V}{r} \frac{\sqrt{k_I} - \sqrt{k_{III}}}{\sqrt{k_I} + \sqrt{k_{III}}}.$$

[1] Подробную теорию работы анемометров см. в книге «Теоретическая механика», ч. II, под редакцией Н. В. Розе, ГТТИ, 1933.

Величина ρ сократилась; отсюда следует, что скорость ω вращения не зависит от плотности и является функцией только скорости V потока, радиуса r и коэффициентов сопротивления k_I и k_{III}. Из точной теории также следует, что угловая скорость вращения пропорциональна скорости V потока воздуха.

Если не пренебрегать трением, то к моменту M_{III} следует прибавить момент трения $M_{тр}$, т. е. уравнение равновесия примет вид

$$M_I = M_{III} + M_{тр}.$$

В этом случае плотность ρ не может быть сокращена, т. е. показания прибора будут зависеть от плотности воздуха. Но если $M_{тр}$ в подшипниках мал по сравнению с моментами M_I и M_{III}, т. е. $M_{тр} \ll M_I$, то зависимость показаний от плотности будет весьма незначительной. Поэтому для обеспечения малой погрешности показаний анемотахометров необходимо, чтобы трение в подшипниках крестовины и всего передаточного механизма было по возможности малым.

Аналогичные рассуждения справедливы и в отношении ветрянки. Рассмотрим элементарное сечение лопасти, перпендикулярной чертежу (фиг. 16.9).

Фиг. 16.9. Схема действия сил на элементарное сечение ветрянки.

Набегающий поток (движущийся со скоростью V) создает элементарную подъемную силу ΔY, т. е. силу, стремящуюся повернуть ветрянку вокруг оси (полагаем ось ветрянки параллельной вектору V).

При невращающейся ветрянке подъемная сила

$$\Delta Y = c_y \rho \Delta S V^2,$$

где ΔS — элементарная площадь ветрянки, равная произведению хорды на элемент длины Δr.

А элементарный вращающий момент

$$\Delta M = c_y \rho \Delta S r V^2,$$

где r — расстояние от сечения до оси ветрянки.

В случае вращения ветрянки в сторону действия момента ΔM угол атаки рассматриваемого сечения будет уменьшаться, так как движение сечения (вверх на фиг. 16.9) со скоростью ωr (где ω — угловая скорость ветрянки) равносильно тому положению, при котором ветрянка неподвижна, а поток получил составляющую скорость ωr, направленную вниз.

До тех пор пока подъемная сила не станет равной нулю (если считать момент трения в подшипниках равным нулю), вращение ветрянки будет ускоренным. В случае установившегося вращения вращающий момент будет равен нулю, а следовательно, угловая скорость ветрянки не будет зависеть от плотности воздуха. Угловая скорость будет функцией скорости V потока, углов атаки сечений ветрянки, т. е. углов между хордами сечений, с одной стороны, и осью ветрянки — с другой (углы должны быть тем больше, чем дальше сечение находится от оси ветрянки), и расстояния сечений от оси.

Легко определить, что для симметричного профиля (для которого подъемная сила равна нулю при нулевом угле атаки) угловая скорость вращения сечения вокруг оси ветрянки, угол атаки и скорость потока связаны соотношением

$$\operatorname{tg} \alpha = \frac{\omega r}{V}.$$

Отсюда

$$\omega = \frac{V}{r} \operatorname{tg} \alpha.$$

Если иметь в виду, что обычно

$$\frac{\operatorname{tg} \alpha}{r} = \text{const},$$

то в общем случае получим

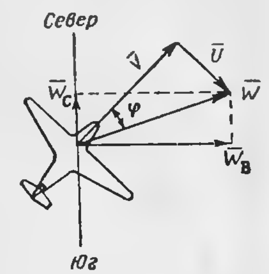
$$\omega = cV.$$

Все сказанное, как и в случае крестовины с полушариями, справедливо только в предположении, что

$$M_{тр} = 0.$$

Отсюда следует, что указателем истинной воздушной скорости может быть анемотахометр с применением ветрянки вместо полушарий.

Существует еще один способ определения истинной воздушной скорости. Пусть величина давления, получаемая от трубки динамического давления приемника, уравновешивается давлением, получаемым от пневматической турбины. Пусть число оборотов турбины регулируется дифференциальным манометром, измеряющим перепад между давлениями и отмечающим недостаточное или избыточное давление, поступающее от турбины. Так как давление, создаваемое турбиной, пропорционально плотности (как и давление от приемника), то угловая скорость турбины будет зависеть только от скорости полета и не будет зависеть от плотности воздуха, т. е. высоты полета. Замеряя тахометром угловую скорость вала турбины, можно градуировать шкалу прибора не в единицах угловой скорости вращения, а в единицах истинной воздушной скорости.



Фиг. 16.10. Определение путевой скорости полета.

Один из способов измерения скорости полета относительно Земли, или так называемой путевой скорости, заключается в следующем: сначала определяется вектор $\overline{V}$ истинной воздушной скорости, а затем углы φ между продольной осью самолета и направлением движения самолета относительно Земли на двух или трех курсах. По этим углам φ, называемым *углами сноса*, можно определить вектор $\overline{U}$ скорости ветра. Складывая геометрически оба вектора, получаем вектор путевой скорости (фиг. 16.10). Другие способы измерения путевой скорости возможны также только при видимости Земли.

При отсутствии видимости Земли, при полете в облаках или за облаками, а также в тумане определить вектор путевой скорости обычными методами невозможно.

Однако решение этой задачи принципиально возможно при помощи полностью автономных методов.

Известно, что скорость есть интеграл ускорений. Таким образом, если интегрировать все ускорения, с которыми движется самолет в горизонтальной плоскости с момента взлета, то можно определить путевую скорость.

Задача интегрирования ускорений по существу распадается на следующие три задачи:

1) определение (измерение) величины ускорения,
2) интегрирование измеренных ускорений и
3) определение особых условий, которым должно удовлетворять расположение (ориентировка) прибора на самолете.

Первые две задачи в принципе решаются относительно легко. Измерение ускорений можно производить различными методами. Так, например, измерение можно производить по углу отклонения маятника от вертикали под действием сил инерции и т. п.

Интегрирование ускорений (т. е. измеренных величин) можно производить самыми различными способами: электрическим, механическим (фрикционным),

гидравлическим и пр. Обыкновенный электрический счетчик может служить примером электрического интегратора.

Значительно бо́льшие трудности представляет правильная установка чувствительного элемента, измеряющего ускорения на самолете. Чтобы получить вектор путевой скорости, т. е. узнать ее направление и величину, необходимо производить интегрирование ускорений, измеренных по двум взаимно-перпендикулярным направлениям. В этом случае вектор путевой скорости будет получаться как геометрическая сумма двух величин, определенных с помощью интеграторов, т. е. будет известно как направление, так и величина путевой скорости[1] (см. фиг. 16. 10). Отсюда следует, что оба чувствительных элемента должны быть расположены на самолете так, чтобы изменение курса самолета не изменяло направлений, по которым измеряются ускорения. Элементы можно расположить, например, на платформе, стабилизированной относительно земного меридиана, т. е. не изменяющей своего направления относительно меридиана. Это можно выполнить при помощи какого-либо гироскопического устройства.

Установка чувствительных элементов должна удовлетворять еще одному условию. Платформа, на которой устанавливаются элементы, должна быть стабилизирована не только относительно меридиана, но и относительно горизонтальной плоскости, т. е. платформа должна быть всегда строго горизонтальна независимо от эволюций самолета.

Такое положение платформы необходимо потому, что в противном случае чувствительные элементы, измеряющие ускорения, будут воспринимать составляющую силы земного тяготения, и интегрирующие механизмы начнут интегрирование этой величины, в то время как в действительности чувствительные элементы должны воспринимать только силы инерции, лежащие в горизонтальной плоскости.

Точность, с которой платформа должна удерживаться в горизонтальной плоскости, должна быть очень высокой.

Зададимся погрешностью, которая допускается после 1 часа полета при определении вектора путевой скорости, и положим, что эта погрешность является следствием только наклона платформы. Пусть погрешность не превышает 5 *км/час*. Это значит, что механизм, интегрируя только составляющую земного тяготения, показал бы 5 *км/час* через 1 час. Допустим, что угол α наклона платформы постоянен, т. е. что составляющая земного тяготения j вдоль плоскости платформы есть величина постоянная. В этом случае путевая скорость

$$W = jt.$$

Так как по условию $W = 5$ *км/час* $= 1{,}39$ *м/сек*, а $t = 3600$ сек., то

$$j = \frac{W}{t} = \frac{1{,}39}{3600} = 0{,}000386 \text{ м/сек}^2.$$

Угол α наклона платформы определяется из соотношения

$$\sin\alpha = \frac{j}{g} \approx \alpha,$$

так как угол α мал.

Итак

$$\alpha = \frac{0{,}000386}{9{,}81} = 0{,}0000394 \text{ рад.}$$

или $\alpha = 8{,}5''$, т. е. погрешность установки платформы по горизонту не должна превышать 8,5 дуговых секунд, если допускаемая погрешность интегрирования $\leqslant 5$ *км/час* за 1 час полета. Такая точность при современном состоянии стабилизирующих устройства недостижима.

Задачу можно решить и несколько иным путем. Предположим, что чувствительные элементы, воспринимающие ускорения по трем взаимно-перпендикулярным

[1] Вторичное интегрирование двух составляющих векторов путевой скорости может дать координаты места, в котором находится самолет.

направлениям, тесно связаны с самолетом. Показания каждого элемента можно до передачи интегратору проектировать на направления, стабилизированные указанным выше способом, т. е. интегрировать не величины измеренных ускорений, а суммы произведений их на косинусы соответствующих углов. Но и в этом случае углы, на косинусы которых перед интегрированием необходимо умножать показания чувствительных элементов, должны быть определены с указанной выше точностью.

7. Элементы расчета указателей скорости и числа М

Исходными данными для расчета являются: заданные диапазоны изменения высоты и скорости полета, характеристика шкалы и заданная величина инструментальных погрешностей. Расчет указателя числа М нужно вести в следующем порядке:

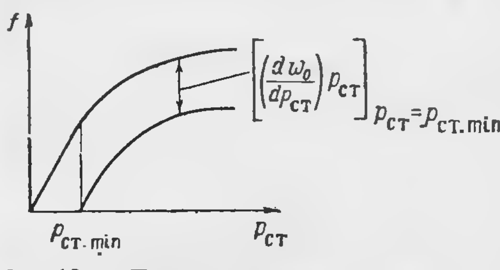
1. Определить Δp_{max} — максимальный перепад между полным и статическим давлениями, имеющий место при работе прибора в заданном диапазоне высот и скоростей полета. Если диапазон измеряемых значений числа М одинаков для всех высот, то Δp_{max} будет иметь место на нулевой высоте при максимальном значении числа М и максимальном статическом давлении, которое можно взять $p_{ст\,max} = 800$ *мм* рт. ст. Если диапазон измеряемых значений числа М различен по высотам, то следует сравнить максимальные значения Δp_{max} на различных высотах.

2. Для полученного значения Δp_{max} подобрать манометрическую коробку по ее характеристике, полученной опытным путем, или произвести расчет параметров коробки по методу, изложенному в разд. 2 гл. II. Ход коробки целесообразно обеспечивать в несколько миллиметров (в пределах 2—4 *мм*). Если ход одной коробки мал, то следует взять несколько коробок. Результирующий ход блока коробок равен прогибу одной мембраны, умноженному на удвоенное число коробок. При линейной шкале прибора следует обеспечивать затухающую характеристику коробки, при которой ход приблизительно пропорционален $\sqrt{\Delta p}$. В этом случае характеристика коробки компенсирует близкий к квадратичному закон нарастания Δp от значения числа М и передаточный механизм прибора получается более линейным и легко выполнимым.

3. Определить характеристику анероидной коробки. Ход коробки w_0 нужно отсчитывать от ненагруженного состояния коробки, что соответствует $p_{ст} = 0$. При пользовании экспериментальной характеристикой запаянной анероидной коробки положение ненагруженного состояния коробки неизвестно. В этом случае следует поднять кривую характеристики коробки при отсчете хода от положения, соответствующего минимальному $p_{ст\,min}$, на величину $\left(\frac{dw_0}{dp_{ст}}p_{ст}\right)_{p_{ст}=p_{ст\,min}}$ и соединить полученную кривую характеристики с началом координат по прямой линии, как показано на фиг. 16. 11. Целесообразно реализовать одинаковый по форме закон характеристики манометрической и анероидной коробок, что обеспечит

уменьшение инструментальных погрешностей прибора от изменения модуля упругости коробок при изменении температуры прибора.

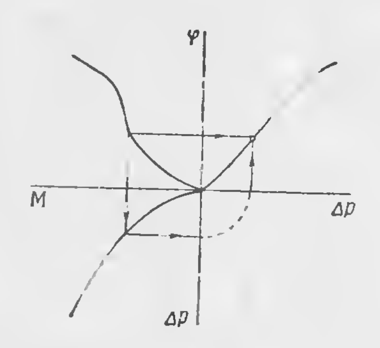
4. По данным аэродинамических таблиц для диапазона изменения значения числа М от М=0 до $M=M_{max}$ и при $p_{ст}=760$ *мм* рт. ст. построить зависимость $\Delta p=f(M)$.



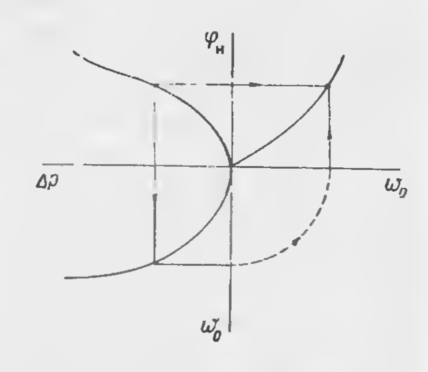
Фиг. 16. 11. Построение характеристики анероидной коробки.

5. По заданной характеристике шкалы $\varphi=f(M)$ (где φ — угол шкалы) и зависимости $\Delta p=f(M)$ определить графическим путем зависимость угла шкалы от Δp. Для этого в двух соседних квадрантах построить зависимости $\varphi=f(M)$ и $\Delta p=f(M)$, а затем построением, указанным на фиг. 16. 12, найти зависимость $\varphi=f(\Delta p)$.

6. Определить i — передаточный коэффициент линейного передаточного механизма, образуемого зубчатыми передачами. Коэффициент i должен обеспечивать величину $\frac{\varphi_{max}}{i}$ порядка 10—20°, где φ_{max}— максимальный угол шкалы.



Фиг. 16. 12. Построение графика зависимости угла поворота стрелки (равного углу шкалы) от перепада давлений Δp.



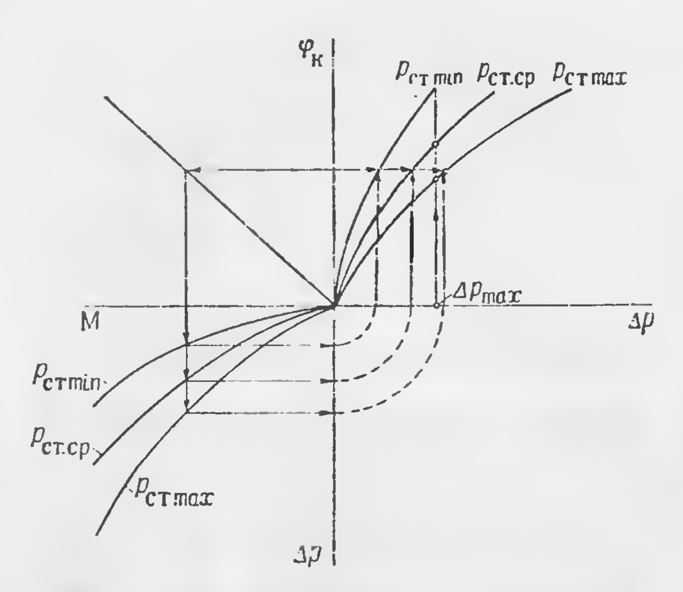
Фиг. 16. 13. Построение характеристики передаточного механизма от манометрической коробки к некомпенсированной оси.

7. По характеристике $\varphi=f(\Delta p)$ определить зависимость угла поворота некомпенсированной оси $\varphi_н$ от Δp при $p_{ст}=760$ *мм* рт. ст. Для этого масштаб характеристики $\varphi=f(\Delta p)$ по оси ординат умножить на величину $\frac{1}{i}$.

8. По характеристике $\varphi_н=f(\Delta p)$ и характеристике манометрической коробки графическим построением, как показано на фиг. 16. 13,

определить характеристику передаточного механизма от манометрической коробки к некомпенсированной оси $\varphi_н=f(w_0)$.

9. По характеристике передаточного механизма рассчитать его параметры. Для малых величин $\varphi_{н\,max}$ при характеристике передаточного механизма, близкой к линейной, в качестве передаточного механизма можно взять кривошипно-шатунный механизм с углом между кривошипом и шатуном, равным 90°, длиной кривошипа, равной $\frac{w_{0\,max}}{\varphi_{н\,max}}$ и длиной шатуна, большей длины кривошипа в 3—4 раза.



Фиг. 16. 14. Определение зависимости изменения по высоте передаточного отношения от некомпенсированной оси к компенсированной.

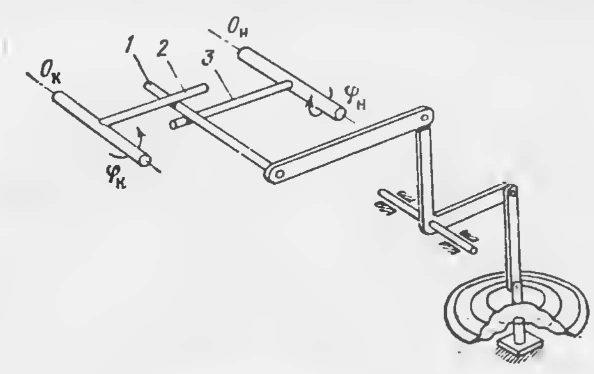
10. По характеристике шкалы $\varphi=f(M)$ и зависимостям $\Delta p=f(M)$ построить ряд зависимостей угла поворота компенсированной оси $\varphi_к$ от Δp для различных значений $p_{ст}$ заданного диапазона высот. Построение вести так же, как ведется построение зависимости $\varphi_н=f(\Delta p)$ при $p_{ст}=760$ *мм* рт. ст.

Через точку Δp_{max} при $p_{ст\,min}$ (фиг. 16. 14) проводят прямую линию, параллельную оси ординат. По точкам пересечения этой прямой с характеристиками $\varphi_к=f(\Delta p)$ для разных $p_{ст}$ находят зависимость

$$i_к=\frac{(\varphi_к)\ p_{ст}=760\ мм\ рт.\ ст.}{(\varphi_к)\ p_{ст}}=f(p_{ст}).$$

Эту зависимость выбирают в качестве характеристики изменения по высоте передаточного отношения $i_к$ от некомпенсированной оси к компенсированной.

11. Выбрать передаточный механизм от некомпенсированной оси к компенсированной. При этом можно применять или поводковый механизм (фиг. 16. 15) или шарнирный четырехзвенник (фиг. 16. 16). Расстояние между осями $O_нO_к$ определяется габаритами прибора и составляет 15—20 *мм* для обычных приборов с диаметром корпу-



Фиг. 16. 15. Схема поводкового передаточного механизма.

1—палец, соединенный кривошипно-шатунными механизмами с анероидной коробкой. *2*—ведомый поводок. *3*—ведущий поводок.

са 80 *мм*. Будем считать это расстояние заданным. При $p_{ст}= =760$ *мм* рт. ст. коэффициент передачи угла поворота некомпенсированной оси $O_н$ к компенсированной $O_к$ должен быть равен единице. Для обеспечения этого равенства в поводковом механизме палец *1*, сочленяющий поводки *2* и *3*, должен стоять посередине между осями, расстояние между которыми обозначим d. Тогда зависимость хода h пальца *1* от $p_{ст}$ можно получить из равенства

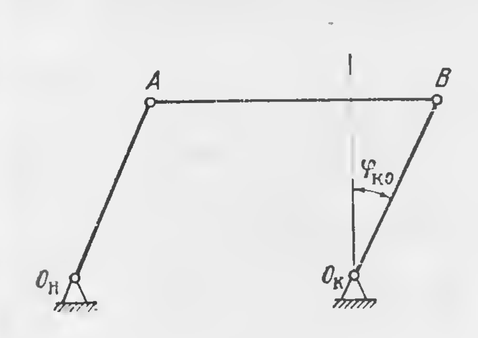
$$i_к=\frac{\frac{d}{2}+h}{\frac{d}{2}-h} \tag{16.10}$$

или

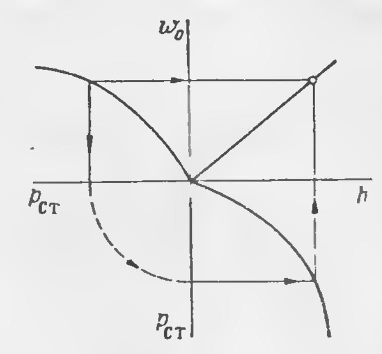
$$h=\frac{d}{2}\,\frac{i_к-1}{i_к+1}, \tag{16.11}$$

где $i_к=f(p_{ст})$ — определенная выше зависимость. Характеристика передаточного механизма $h=f(w_0)$ от анероидной коробки к пальцу *1* определяется по характеристике анероидной коробки $w_0= =f(p_{ст})$ и зависимости $h=f(p_{ст})$ (фиг. 16. 17).

В шарнирном четырехзвеннике фиг. 16. 16 $i_к=1$ при равенстве длины звена AB расстоянию между осями $O_н$ и $O_к$ и при равенстве длин звеньев $O_нA$ и $O_кB$. Нулевое положение шарнирного четырехзвенника, соответствующее $\Delta p=0$, следует выбирать так, чтобы в этом положении изменение расстояния $O_кB$ при изменении $p_{ст}$ не вызывало поворота звена $O_кB$ и компенсированной оси. При больших изменениях $p_{ст}$, имеющих место на практике, расстояние $O_кB$ должно изменяться в значительной степени и нулевое положение



Фиг. 16. 16. Схема шарнирного четырехзвенника.



Фиг. 16. 17. Построение характеристики передаточного механизма.

шарнирного четырехзвенника соответствует равенству расстояния $AO_н$ длине звена AB. Это равенство наступает при выполнении условия $AO_н=O_кB=2AB\sin\varphi_{к0}$. Максимальный угол поворота компенсированной оси при неподвижном звене $AO_н$ из-за перемещения шарнира B к оси $O_к$ вдоль звена $O_кB$ достигает в этом случае величины $\frac{\varphi_{к0}}{2}$.

Для уменьшения этой погрешности следует уменьшать отношение $\frac{AO_н}{AB}$, выбирая его в пределах 0,1. Дальнейшее уменьшение длины звена $AO_н$ приводит к усложнению регулирования прибора в процессе производства. После определения $\varphi_{к0}$ определяется закон изменения угла поворота $\Delta\varphi_к$ компенсированной оси $O_к$ от изменения $p_{ст}$ для угла поворота некомпенсированной оси $O_н$, для которого $\varphi_{к\,max}$ — максимальный угол поворота компенсированной оси достигается при $p_{ст}=p_{ст\,min}$, $\Delta p=\Delta p_{max}$. Для определения закона изменения угла поворота $\Delta\varphi_к$ (фиг. 16. 18) используется уравнение

$$\frac{\varphi_{к\,min}+\Delta\varphi_к}{\varphi_{к\,min}}=i_к, \tag{16.12}$$

где $i_к$ — найденная в п. 10 зависимость от $p_{ст}$ передаточного отношения от некомпенсированной оси к компенсированной;

$\varphi_{\text{к min}}$ — угол поворота компенсированной оси при $p_{\text{ст}}=p_{\text{ст min}}$ и максимальном значении числа М.

Отсюда

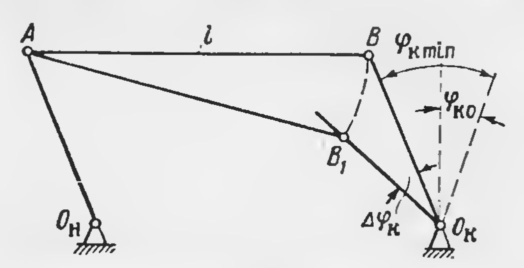
$$\Delta\varphi_{\text{к}}=\varphi_{\text{к min}}(i_{\text{к}}-1). \qquad (16.13)$$

На основании геометрических соотношений из рассмотрения треугольников ABB_1 и $BB_1O_{\text{к}}$ можно получить следующую зависимость между h_1 — изменением длины звена $BO_{\text{к}}$ и углом $\Delta\varphi_{\text{к}}$

$$h_1=BO_{\text{к}}-B_1O_{\text{к}}=\sqrt{l^2(\varphi_{\text{к min}}-\varphi_{\text{к}0}+\Delta\varphi_{\text{к}})+2ld\,\Delta\varphi_{\text{к}}}-$$
$$-l(\varphi_{\text{к min}}-\varphi_{\text{к}0}+\Delta\varphi_{\text{к}}), \qquad (16.14)$$

где d — первоначальная длина звена $BO_{\text{к}}=AO_{\text{н}}$; $l=AB$;

для $\varphi_{\text{к min}}$ и $\varphi_{\text{к}0}$ следует брать их абсолютные значения.



Фиг. 16. 18. Работа схемы компенсации.

Формула (16. 14) получена в предположении, что изменение угла поворота $\Delta\varphi_{\text{к}}$ мало и $\sin\Delta\varphi_{\text{к}}\approx\Delta\varphi_{\text{к}}$.

По формулам (16. 13) и (16. 14), используя зависимость $i_{\text{к}}=f(p_{\text{ст}})$, рассчитывают зависимость $h_1=f(p_{\text{с}})$. По характеристике анероидной коробки и характеристике $h_1=f(p_{\text{ст}})$ определяют характеристику передаточного механизма от анероидной коробки к шарниру B. Для упрощения конструкции целесообразно использовать передаточный механизм с передаточным коэффициентом, равным единице. В этом случае необходимо обеспечить характеристику анероидной коробки по закону $h_1=f(p_{\text{ст}})$.

12. После определения параметров прибора необходимо произвести расчет погрешностей прибора, вызванных допущенными приближениями при решении уравнений. Для этого на нескольких высотах следует определить углы поворота стрелки прибора по формуле

$$\varphi^*=\Delta p i_1 i_{\text{к}} i,$$

где i_1 — передаточный коэффициент передаточного механизма от манометрической коробки к некомпенсированной оси для рассчитываемых значений Δp и соответствующего хода манометрической коробки;

$i_{\text{к}}$ — отношение передаточного механизма от некомпенсированной оси к компенсированной для рассчитываемых значений $p_{\text{ст}}$ и соответствующего хода анероидной коробки.

Для поводкового механизма отношение $i_{\text{к}}$ рассчитывается по формуле (16. 10), а для шарнирного — по формуле

$$i_{\text{к}}=1+\frac{1}{\varphi_{\text{к min}}}\frac{h_1^2+2lh_1}{2l(d-h_1)},$$

где h_1 — берется для данного $p_{\text{ст}}$;

i — передаточный коэффициент линейного передаточного механизма, образуемого зубчатыми передачами.

По характеристике шкалы $\varphi=f(\text{M})$ находят значения числа M^*, соответствующие полученным значениям угла φ^*, и определяют погрешность прибора как разность числа M^* и числа М, соответствующего рассматриваемым Δp и $p_{\text{ст}}$.

13. Для расчета температурных инструментальных погрешностей предварительно определяют характеристики манометрической и анероидной коробок при отклонении температуры в корпусе прибора от стандартной на заданную величину ΔT. Характеристики коробок при изменившейся температуре получают путем изменения хода коробок на величину $\frac{df}{dp}p\beta\Delta T$, где p и $\frac{df}{dp}$ — значения давления и производной от характеристики коробки в рассматриваемой точке; β — температурный коэффициент изменения модуля упругости коробки. Затем определяют погрешности прибора, как это указано в п. 12.

Расчет механических указателей истинной воздушной скорости

Расчет механических указателей истинной воздушной скорости аналогичен расчету механических указателей числа М. Разница заключается лишь в том, что при этом используется аэродинамическая таблица для истинной воздушной скорости.

Расчет электрических указателей истинной воздушной скорости

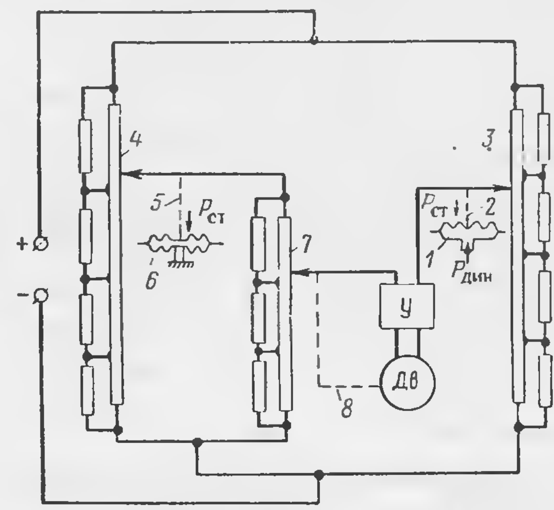
Схема электрического указателя истинной воздушной скорости приведена на фиг. 16. 19. Принцип работы схемы основан на решении электрическим счетно-решающим устройством уравнений

$$V=\text{M}\sqrt{kgkT_H},$$

$$\frac{\Delta p}{p_{\text{ст}}}=\left(1+\frac{k-1}{2}\text{M}^2\right)^{\frac{k}{k-1}}-1 \qquad \text{при } \text{M}<1,$$

$$\frac{\Delta p}{p_{\text{ст}}}=\frac{167\text{M}^7}{(7\text{M}^2-1)^{2,5}}-1 \qquad \text{при } \text{M}>1.$$

Решение этих уравнений осуществляется следующим путем. Манометрическая коробка *1* воспринимает перепад между полным и статическим давлением. Ход коробки через передаточный механизм *2* перемещает движок потенциометра *3*. Для уменьшения нагрузки на коробку ее целесообразно связать с движком потенциометра через следящую систему. Путем подбора шунтов к потенциометру *3* достигается пропорциональность между напряжением на движке и перепадом Δp. Для этого по параметрам коробки и



Фиг. 16. 19. Принципиальная схема электрического указателя воздушной скорости.

1—манометрическая коробка. *2*, *5*—передаточные механизмы. *3*, *4*, *7*—потенциометры. *6*—анероидная коробка. *8*—редуктор.

передаточного механизма подсчитывают зависимость $\Delta p = f(x)$, где x — перемещение движка потенциометра. По кривой $\Delta p = f(x)$ и прямой $u = \frac{u_{max}}{\Delta p_{max}} \Delta p$ (фиг. 16. 20) графически строят зависимость $u = f(x)$, которая аппроксимируется в виде ломаной линии. Сопротивление i-го участка потенциометра с шунтом подсчитывают по формулам

$$R_i = \frac{u_i - u_{i-1}}{u_{пит}} R_\Sigma,$$

где R_Σ — выбирают в пределах 1000—10 000 *ом* из условий малого потребления тока и удобства выполнения потенциометра и шунтов;

u_i, u_{i-1} — напряжения в точках i и $i-1$;

$u_{пит}$ — напряжения питания;

$R_{i\,max}$ — принимают за сопротивление участка потенциометра без шунта.

Сопротивление потенциометра $R_п$ определяют по формуле

$$R_п = \frac{R_{i\,max}}{\Delta x_{i\,max}} x_{max}.$$

Сопротивление i-го участка потенциометра $R_{пi}$ рассчитывают по формуле

$$R_{п\,i} = \frac{x_i - x_{i-1}}{x_{max}} R_п.$$

Наконец, сопротивление i-го шунта определяют по формуле

$$R_{ш\,i} = \frac{R_{п\,i} R_i}{R_{п\,i} - R_i}.$$

На движок потенциометра *4* (см. фиг. 16. 19) через передаточный механизм *5* передается ход анероидной коробки *6*, измеряющей статическое давление. Подбором шунтов к потенциометру *4* достигается пропорциональность между напряжением на движке потенциометра *4* и величиной $p_{ст}$.

Фиг. 16. 20. К определению сопротивления шунтов.

Движок потенциометра *4* является одной вершиной мостика, другой вершиной мостика является движок потенциометра *7*. Между ними через усилитель *У* включен отрабатывающий двигатель *Дв*, который через редуктор *8* перемещает движок потенциометра *7*. Путем подбора шунтов к потенциометру *7* обеспечивается зависимость $u = f(y)$ между напряжением на движке потенциометра *7* и его перемещением y. Функцию $u = f(y)$ определяют путем графического построения по характеристике шкалы $M = f(\varphi) = f\left(\frac{i_1}{i_2} y\right)$ и зависимости

$$u = \frac{c_1}{c_2}\left[\left(1 + \frac{k-1}{2} M^2\right)^{\frac{k}{k-1}} - 1\right] u_{max},$$

где i_1 — передаточный коэффициент от вала двигателя *Дв* к движку потенциометра *7*;

i_2 — передаточный коэффициент от вала двигателя *Дв* к стрелке указателя;

c_1 — коэффициент пропорциональности между $p_{ст}$ и напряжением на щетке потенциометра *4*;

c_2 — коэффициент пропорциональности между Δp и напряжением на щетке потенциометра *3*.

Величину сопротивления потенциометра *7* необходимо обеспечить в несколько раз (в 5—10) большей по сравнению с величиной потенциометра *4*.

В указателе истинной воздушной скорости для учета влияния температуры между движком потенциометра *4* и потенциометром *7* следует поставить сопротивление датчика R_T, воспринимающего температуру T_H.

Величину сопротивления R_T и температурный коэффициент изменения его $\frac{dR_T}{dT}$ необходимо подбирать из соотношения

$$\frac{du_M}{dM}\frac{M}{2}=\frac{dR}{dT}u_M T\frac{R_7}{(R_T+R_7)^2},$$

где величины M, $\frac{du_M}{dM}$, u_M следует брать для такого диапазона работы прибора, когда требуется максимальная точность;

u_M — напряжение на движке потенциометра *7*.

Глава XVII

ВАРИОМЕТРЫ

1. Общие сведения

Вертикальная скорость самолета, которую необходимо знать для правильного пилотирования самолета, определяется указателем вертикальной скорости самолета — вариометром, являющимся одним из важных приборов.

Следует отметить, что показания вариометра используются также во многих автоматических устройствах управления самолетом.

Существует несколько принципов, на которых может быть основано измерение вертикальной скорости. Так, например, вертикальную скорость самолета можно найти дифференцированием показаний барометрического высотомера. Интегрируя вертикальные ускорения и учитывая ускорение свободного падения (силы тяжести), можно также найти вертикальную скорость.

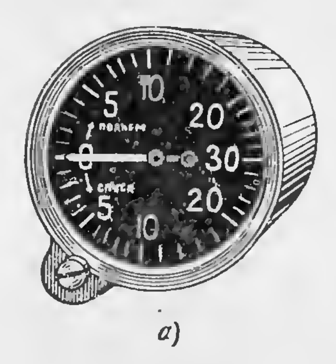
Однако в настоящее время получил распространение способ измерения вертикальной скорости воздушных шаров, предложенный Бестельмейером еще в 1910 г. Способ основан на свойстве атмосферного давления уменьшаться с высотой, а также на линейной зависимости скорости потока в капилляре от перепада давлений на концах капилляра, т. е. на законе Гагена—Пуазейля.

2. Теория вариометрического метода измерения вертикальной скорости самолета

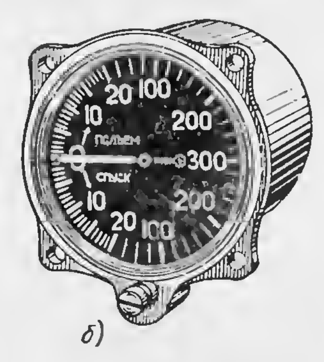
Принцип, на котором основано устройство современного вариометра (фиг. 17.1), заключается в следующем.

Сосуд (бачок) вариометра соединен с внешним воздухом только капилляром. При подъеме на высоту давление вне сосуда падает, а давление внутри сосуда становится несколько больше внешнего, так как выход воздуха из сосуда тормозится капилляром. Разность между давлениями вне и внутри сосуда будет тем больше, чем больше скорость подъема. Отсюда следует, что разность давлений является функцией вертикальной скорости самолета. Если эта функция известна, то, измеряя разность давлений чувствительным манометром, можно определить вертикальную скорость само-

лета, предварительно отградуировав шкалу манометра не в *мм* рт. ст. или вод. ст., а в *м/сек*. Естественно, что при горизонтальном полете разность давлений равна нулю, так как давления выравниваются через капилляр *2* (фиг. 17.2).



а)

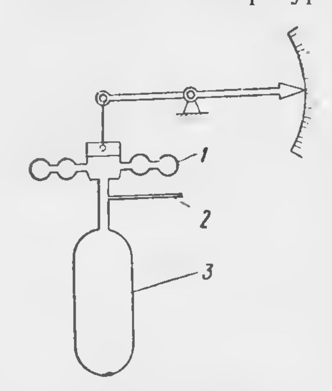


б)

Фиг. 17.1. Внешний вид вариометра с диапазоном измерений.
а—до ±30 *м/сек*. *б*—до ±300 *м/сек*.

При снижении самолета картина будет обратная, т. е. давление в сосуде вариометра будет ниже атмосферного, и воздух через капилляр будет входить в сосуд.

Воздух внутри сосуда прибора не должен подвергаться резким изменениям температуры, так как, например, при горизонтальном полете давление в сосуде вследствие изменения температуры может повыситься или понизиться настолько быстро, что разность давлений вне и внутри сосуда не успеет выравняться через капилляр и прибор покажет подъем или снижение, в то время как самолет летит горизонтально. Кроме того, при подъеме изменение температуры в сосуде прибора вследствие понижения температуры окружающей среды вызовет дополнительное уменьшение давления в сосуде, кроме уменьшения, возникающего вследствие выхода воздуха через капилляр. Такое дополнительное изменение давления будет создавать погрешность в показаниях прибора.



Фиг. 17.2. Схема вариометра с сосудом.
1—манометрическая коробка. *2*—капилляр. *3*—сосуд.

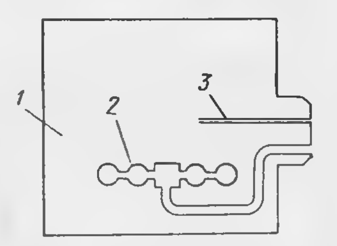
Для предотвращения подобных явлений применяют термически изолированный сосуд, например, сосуд Дюара. В этом случае температура воздуха внутри сосуда не будет быстро изменяться.

Приборы ранних конструкций состояли из трех частей: сосуда, индикатора, представляющего собой чувствительный манометр, и

трубопровода, соединяющего сосуд с полостью манометрической коробки, являющейся чувствительным элементом прибора.

Полости сосуда, трубопровода и коробки представляли собой единый объем, соединенный при помощи капилляра с наружной атмосферой. Полость корпуса прибора непосредственно соединялась с наружной атмосферой, а для большей точности работы прибора — с трубкой статического давления приемника воздушного давления.

В приборах, применяющихся в настоящее время, в качестве сосуда используется полость самого корпуса прибора (фиг. 17.3). Корпус *1* соединен с наружной атмосферой через капилляр *3*, а манометрическая коробка *2* — с трубкой статического давления приемника. Прибор имеет преимущества в отношении габаритов и веса, но в отношении погрешностей, возникающих из-за неполной термической изоляции, такой прибор менее удовлетворителен, чем прибор, выполненный по схеме фиг. 17.2. Некоторая термическая изоляция может быть достигнута изготовлением корпуса из бакелита.



Фиг. 17.3. Схема вариометра без сосуда.
1—корпус. *2*—манометрическая коробка. *3*—капилляр.

Для определения зависимости между разностью давлений вне и внутри объема (сосуд — трубопровод — коробка) и вертикальной скоростью (см. фиг. 17.2) допустим, что в процессе подъема с некоторой постоянной скоростью V_y через капилляр, соединяющий сосуд с внешним воздухом, вытекла часть воздуха объемом dv и плотностью γ (здесь γ — весовая плотность воздуха вне сосуда). Вес вытекшей части воздуха

$$dG = \gamma\, dv.$$

В то же время изменение веса всего воздуха, имеющегося в сосуде, равно $d(v\gamma_c)$ (здесь v — объем сосуда, а γ_c — весовая плотность воздуха в сосуде). Изменение веса всего воздуха равно весу его вытекшей части, т. е.

$$dG = \gamma\, dv = -d\,(v\gamma_c).$$

Знак минуса поставлен потому, что положительному приращению веса вытекшего воздуха соответствует уменьшение веса внутри сосуда.

Так как при вытекании воздуха из сосуда плотность воздуха изменяется, а объем v полагаем постоянным, то

$$d\,(v\gamma_c) = v\, d\gamma_c.$$

Отсюда

$$v\,d\gamma_c = -\gamma\,dv$$

или

$$d\gamma_c = -\frac{\gamma}{v}\,dv. \qquad (17.1)$$

Малый объем dv можно положить равным произведению dl на F, где l — длина, а F — площадь сечения капилляра, равная $\frac{\pi D^2}{4}$ (здесь D — диаметр капилляра).

Отсюда

$$dv = \frac{\pi}{4} D^2\,dl. \qquad (17.2)$$

Заменим dl тождеством

$$dl = \frac{dl}{dt}\,\frac{dt}{dH}\,\frac{dH}{dp}\,dp.$$

Так как

$$\frac{dl}{dt} = V; \quad \frac{dt}{dH} = \frac{1}{V_y},$$

а

$$\frac{dH}{dp} = -\frac{1}{\gamma} \qquad \text{[см. формулу (15.2)]},$$

где V — средняя скорость потока воздуха в капилляре;
V_y — вертикальная скорость самолета,

то

$$dl = -\frac{V}{\gamma V_y}\,dp. \qquad (17.3)$$

Поток воздуха в капилляре можно считать ламинарным при перепадах, имеющих место в современных вариометрах (числа Рейнольдса не превышают 1000), поэтому средняя скорость потока воздуха определяется из формулы Гагена—Пуазейля

$$V = -\frac{D^2}{32\eta}\,\frac{dp}{dl}, \qquad (17.4)$$

где η — коэффициент вязкости или внутреннего трения;
$\frac{dp}{dl}$ — градиент давления вдоль капилляра.

Градиент давления $\frac{dp}{dl}$ можно с достаточной степенью точности положить постоянным вдоль капилляра, так как расширением воздуха из-за малой разницы давлений вне и внутри объема можно пренебречь. Следовательно, градиент давления можно положить

$$\frac{dp}{dl} = -\frac{p_c - p}{l} = -\frac{\Delta p}{l}.$$

Подставляя это значение градиента в выражение (17.4), а затем выражение (17.4) в (17.3), а выражение (17.3) в (17.2), получим

$$dv = -\frac{\pi D^4}{128\eta l \gamma V_y}\,\Delta p\,dp. \qquad (17.5)$$

Подставляя значение dv из выражения (17.5) в (17.1), получим

$$d\gamma_c = \frac{\pi D^4}{128\eta l v V_y}\,\Delta p\,dp. \qquad (17.6)$$

Как известно, плотность

$$\gamma_c = \frac{p_c}{RT_c},$$

а так как объем предполагается термически изолированным, то

$$d\gamma_c = \frac{dp_c}{RT_c}.$$

Поэтому вместо выражения (17.6) получим

$$dp_c = \frac{\pi D^4 T_c}{128\eta l v}\,\frac{R\Delta p}{V_y}\,dp. \qquad (17.7)$$

Введем обозначение

$$\frac{\pi D^4 T_c}{128\eta l v} = \frac{\pi D^4}{128 n l v} = k,$$

где k будем называть параметром вариометра.

Считаем, что $T_c = T_з$, т. е. температуре у земли, а

$$n = \frac{\eta}{T_з}.$$

Вычтя из левой и правой частей уравнения (17.7) величину dp, получим

$$dp_c - dp = d\Delta p = \frac{kR\,\Delta p}{V_y}\,dp - dp = \left(\frac{kR\Delta p}{V_y} - 1\right)dp,$$

или, разделяя переменные,

$$\frac{d\Delta p}{\frac{kR}{V_y}\Delta p - 1} = \frac{V_y}{kR}\,\frac{d\left(1 - \frac{kR}{V_y}\Delta p\right)}{1 - \frac{kR}{V_y}\Delta p} = dp.$$

Интегрируя это уравнение, найдем

$$\frac{V_y}{kR}\ln\left(1 - \frac{kR}{V_y}\Delta p\right) = p + A,$$

где A — постоянная интегрирования.

Начальными условиями для определения A являются: при $p = p_c = p_0$ перепад давлений $\Delta p = 0$ (считаем, что подъем начался от земли).

Тогда

$$A = -p_0$$

и окончательно

$$\Delta p = p_c - p = \frac{V_y}{kR}\left\{1 - \exp\left[-(p_0 - p)\frac{kR}{V_y}\right]\right\}, \qquad (17.8)$$

где p можно найти по барометрической формуле (15.5), заменив H величиной $V_y t$, т. е. полагая

$$p = p_0\left(1 - \frac{\tau}{T_з} t V_y\right)^{\frac{1}{R\tau}}\text{*}. \qquad (17.8')$$

Манометр в приборе измеряет разность давлений $p_c - p$, определяемую уравнением (17.8). Эта разность является функцией не только вертикальной скорости V_y, но и времени t, так как p можно определить по уравнению (17.8′), т. е. второй член уравнения (17.8) характеризует запаздывание показаний вариометра. Величина второго слагаемого правой части уравнения (17.8) может быть определена из следующих соображений.

У современных вариометров параметры прибора имеют примерно следующие значения: $D = 0{,}5$ *мм*; $l = 60$ *мм*; $v = 250$ *см*^{3}; величина $n = 0{,}62152 \cdot 10^{-8}$ *кГ сек/м*^{2} *град.*

Примем скорость V_y равной 30 *м/сек.* Тогда

$$k = \frac{\pi D^4}{128 n l v} = \frac{3{,}14 \cdot 6{,}25 \cdot 10^{-14}}{128 \cdot 0{,}62152 \cdot 10^{-8} \cdot 6 \cdot 10^{-2} \cdot 2{,}5 \cdot 10^{-4}} = 0{,}01645 \text{ м}^2\text{ град/кГ сек}$$

и

$$\frac{kR}{V_y} = \frac{0{,}01645 \cdot 29{,}27}{30} \approx 0{,}01605 \text{ м}^2\text{/кГ}.$$

При $t = 3{,}3$ сек. величина $p \approx 751$ *мм* рт. ст. $\approx 10\,200$ *кГ/м*^{2} и

$$(p - p_0)\frac{kR}{V_y} \approx -132 \cdot 0{,}01605 \approx -2{,}12.$$

Далее

$$\exp\left[(p - p_0)\frac{kR}{V_y}\right] \approx 0{,}121.$$

Таким образом, значение $p_c - p$ будет отличаться от отношения $\frac{V_y}{kR}$ примерно на 12,1%. При $t = 10$ сек. погрешность становится исчезающе малой.

* На возможность определения основной формулы вариометра без использования явной зависимости $p = p(t)$ было указано П. В. Тарасовым. Такого рода использование приведено, например, в статье Г. О. Фридлендера «Теория индикатора первой производной высоты (вариометра)», журн. «Автоматика и телемеханика», 1938, № 4—5.

Поэтому для установившейся вертикальной скорости можно полагать, что

$$p_c - p = \frac{V_y}{kR}. \qquad (17.9)$$

Итак, показания прибора с достаточной точностью пропорциональны вертикальной скорости. Все сказанное справедливо и для условий снижения самолета, но в этом случае $p_c - p < 0$, так как $V_y < 0$.

При выводе уравнения (17.8) мы пренебрегали изменением давления в сосуде, возникшего вследствие изменения объема v, вызванного деформацией манометрической коробки. Попробуем учесть эту деформацию и посмотрим, не внесет ли это изменения в формулы (17.8) и (17.9).

Очевидно, что плотность воздуха внутри сосуда дополнительно изменится от указанной деформации манометрической коробки. Если это изменение объема обозначить dv_1, то дополнительное изменение плотности, как легко видеть, определится из соотношения

$$\frac{d\gamma_c'}{\gamma_c} = -\frac{dv_1}{v}.$$

Знак минуса в правой части стоит потому, что положительному приращению объема dv_1 соответствует отрицательное приращение плотности $d\gamma_c'$.

Поэтому полное изменение плотности внутри сосуда

$$d\gamma_{c.п} = d\gamma_c + d\gamma_c' = -\frac{\gamma}{v}\,dv - \frac{\gamma_c}{v}\,dv_1, \qquad (17.10)$$

где dv — объем элементарной частицы воздуха, вытекшей через капилляр, а dv_1 — изменение объема сосуда, вызванное деформацией манометрической коробки.

Приближенно изменение объема манометрической коробки можно положить равным приращению объема усеченного конуса, полученного в результате изменения его высоты [1]

$$dv_1 = \frac{\pi}{3}(R^2 + Rr + r^2)\,dw_0,$$

где R — радиус коробки;
r — радиус жесткого центра;
dw_0 — приращение хода коробки.

[1] Объем такого усеченного конуса равен эффективной площади коробки, умноженной на ход коробки.

Ход коробки приближенно можно считать пропорциональным перепаду давлений

$$w_0 = f\,\Delta p,$$

где f — коэффициент пропорциональности.

Отсюда

$$dv_1 = \frac{\pi}{3} f\,(R^2 + Rr + r^2)\,d\,\Delta p.$$

Обозначая

$$\frac{\pi}{3} f\,(R^2 + Rr + r^2) = N$$

(величину N будем называть объемной характеристикой манометрической коробки), получим

$$dv_1 = N d\,\Delta p. \qquad (17.11)$$

Подставляя выражения (17.5) и (17.11) в (17.10) и заменяя попрежнему

$$\gamma_c = \frac{p_c}{RT_c} \quad \text{и} \quad \frac{\pi D^4}{128nlv} = k,$$

получим

$$dp_c = \frac{kR}{V_y}\,\Delta p\,dp - p_c \frac{N}{v}\,d\,\Delta p.$$

Заменим второе слагаемое $p_c \frac{N}{v} d\,\Delta p$ выражением $p \frac{N}{v} d\Delta p$. Большой погрешности от этого не получится, как это будет показано далее в разд. 4, п. 2, так как величины p_c и p мало отличаются друг от друга. Таким образом, получим

$$dp_c = \frac{kR}{V_y}\,\Delta p\,dp - p\frac{N}{v}\,d\,\Delta p. \qquad (17.12)$$

Вычтя dp из левой и правой частей выражения (17.12) и разделив переменные (помня, что $dp_c - dp = d\,\Delta p$), найдем

$$\frac{d\,\Delta p}{1 - \frac{kR}{V_y}\,\Delta p} = -\frac{dp}{1 + \frac{N}{v}\,p}.$$

Интегрируя, получим

$$\frac{V_y}{kR} \ln\left(1 - \frac{kR}{V_y}\Delta p\right) = \frac{v}{N} \ln\left(1 + \frac{N}{v} p\right) + \ln A.$$

Полагая начальные условия для определения A такими же, как и выше, т. е. что при $p = p_c = p_0$ перепад давлений $\Delta p = 0$, найдем

$$A = \left(1 + \frac{N}{v} p_0\right)^{-\frac{v}{N}}$$

и окончательно

$$p_c - p = \frac{V_y}{kR}\left[1 - \left(\frac{v + Np}{v + Np_0}\right)^{\frac{kRv}{NV_y}}\right]. \qquad (17.13)$$

При выводе формулы (17.13) объем v, являющийся частью коэффициента в уравнении (17.12), также полагали постоянной величиной. Возникающая вследствие этого допущения погрешность в решении, как показано далее в разд. 4, п. 1, весьма мала.

Как и в формуле (17.8), второй член правой части формулы (17.13) характеризует запаздывание показаний прибора. Для тех же параметров, которые были приняты при определении погрешности запаздывания по формуле (17.8), определим погрешность по формуле (17.13) при условии, что $t = 3{,}3$ сек. и $N = 9{,}1 \cdot 10^{-9}$ $м^5/кГ$, так как $f = \frac{w_0}{\Delta p} = 10^{-5}$ $м^3/кГ$ и $S_{эф} = 9{,}1 \cdot 10^{-4}$ $м^2$.

Получим

$$\left(\frac{v + Np}{v + Np_0}\right)^{\frac{kRv}{NV_y}} = 0{,}9976^{440} = 0{,}3477.$$

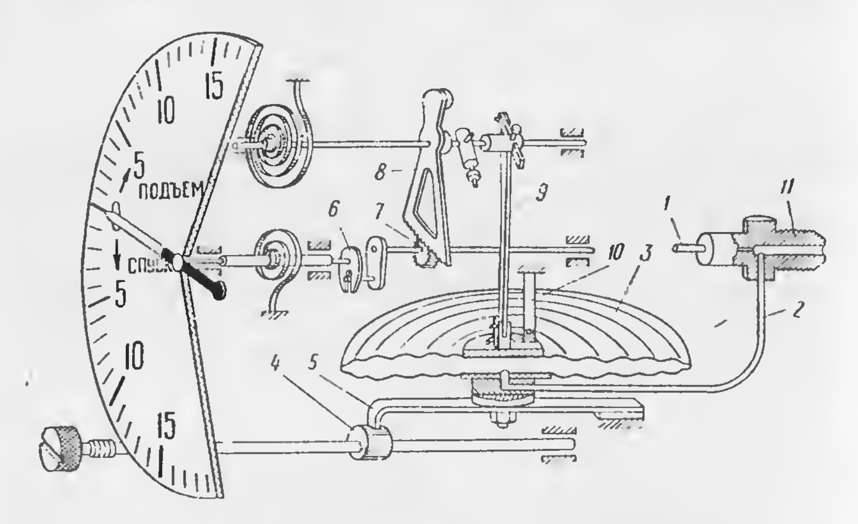
Отсюда видно, что погрешность показаний по уточненной формуле (17.13) по истечении 3,3 сек. будет равна примерно 34,8% от показания, а следовательно, будет значительно больше, чем по упрощенной формуле (17.8). Однако и по этой формуле для $t = 10$ сек. погрешность будет менее 2% и, следовательно, формула (17.9) для установившегося показания вертикальной скорости справедлива.

3. Элементы устройства вариометра

Схема устройства вариометра с затухающей шкалой, показанного на фиг. 17.1, *а*, приведена на фиг. 17.4. В этом приборе в качестве сосуда использован корпус самого прибора. Термоизоляция обеспечена изготовлением корпуса из бакелита, являющегося плохим проводником тепла. С атмосферой полость корпуса прибора соединена капилляром (или капиллярами) *1*, а полость манометрической коробки — непосредственно через трубопровод *2*, минуя капилляр. При подъеме давление в корпусе прибора будет выше, чем в коробке *3*, вследствие чего коробка сожмется и с помощью

тяги *9* повернет сектор *8*, сцепленный с трибкой *7*. Для создания затухающей шкалы применена кулиса *6*.

С течением времени начальное положение жесткого центра коробки может сместиться, что повлечет за собой смещение стрелки с нулевого показания при ненагруженной коробке. Для возвращения стрелки на нулевое показание шкалы предназначен эксцентрик *4*, при повороте которого перемещается основание *5* коробки. При пикировании со скоростью, значительно превышающей диапазон работы прибора, нагрузка на коробку может превысить допустимые пределы и прибор может выйти из строя. Для предотвращения этого явления в приборе установлен упор *10*, который предохраняет коробку от деформаций, превышающих допустимые пределы. Для того чтобы давление в коробке было равно статическому атмосферному штуцер *11* соединяют при помощи трубопровода с трубкой статического давления приемника воздушного давления.



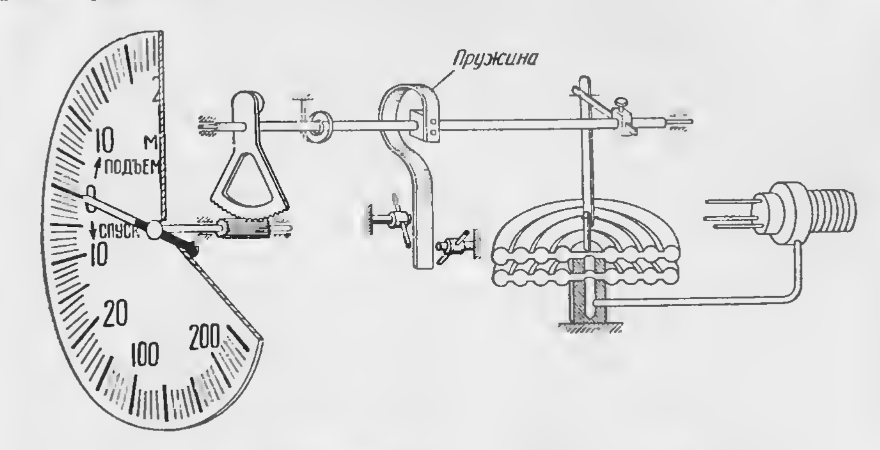
Фиг. 17. 4. Схема вариометра с затухающей шкалой.

1—капилляр. *2*—трубопровод. *3*—манометрическая коробка. *4*—эксцентрик. *5*—основание коробки. *6*—кулиса. *7*—трибка. *8*—сектор. *9*—тяга. *10*—упор. *11*—штуцер.

Схема вариометра, показанного на фиг. 17. 1, *б*, приведена на фиг.17. 5. В этом вариометре затухание шкалы достигается применением дополнительной пружины, которая включается в работу после достижения скорости подъема или снижения самолета, равной 20 *м/сек*.

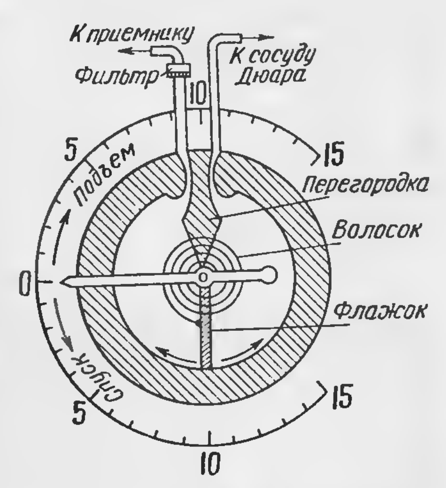
Кроме того, в связи с тем, что диапазон измерения указанного вариометра весьма велик, в приборе применены три капилляра. Об определении необходимого количества капилляров см. в разд. 5.

Как будет показано в разд. 4, п. 4, погрешность показаний вариометров зависит от высоты полета.



Фиг. 17. 5. Схема вариометра с дополнительной пружиной.

Примером вариометра, в котором показания зависят от высоты полета в еще большей степени, чем у вариометров, показанных на фиг. 17. 1, является прибор, схема которого приведена на фиг. 17. 6. Роль капилляра в этом приборе выполняет щель между флажком с одной стороны и стенкой и основаниями цилиндра с другой. Флажок поворачивается вокруг оси цилиндра. При подъеме самолета в правой полости цилиндра, соединенной с сосудом Дюара, давление будет выше, чем в левой, соединенной с приемником, вследствие чего флажок повернется по часовой стрелке. Упругим элементом, уравновешивающим силу давления на флажок, является спиральная пружина—волосок. Угол поворота флажка будет тем больше, чем выше скорость подъема. При снижении самолета явление будет обратным—флажок повернется против часовой стрелки. На ось флажка надета стрелка, показывающая скорость подъема или спуска. Теория этого прибора разработана Т. И. Виляевской [1].



Фиг. 17. 6. Схема устройства «щелевого» вариометра.

[1] См. диссертацию Т. И. Виляевской, МВТУ, им. Баумана, 1945.

4. Погрешности вариометра

Как и у других приборов, погрешности вариометра можно разделить на методические и инструментальные, но методические погрешности вариометра обладают одной особенностью, отличающей их от методических погрешностей других приборов, а именно: все методические погрешности вариометра зависят от конструктивных параметров прибора.

Для определения методических погрешностей вариометра обратимся к рассмотрению основного уравнения вариометра (17.13).

1. Второе слагаемое правой части уравнения (17. 13) зависит от времени и характеризует запаздывание показаний. Иначе говоря, запаздывание является одной из погрешностей показаний.

Очевидно, что чем меньше будет второе слагаемое правой части уравнения (17. 13), тем меньше будет погрешность показаний. Из всех величин, входящих в это выражение, только величины k и N зависят от конструктивных параметров прибора. Чем больше будет k (при одном и том же p, а следовательно, при одном и том же промежутке времени t от начала подъема или снижения), тем меньше будет второе слагаемое, т. е. погрешность показания прибора. Это очевидно из того, что при встречающихся на практике значениях V_y (при наборе высоты)

$$\frac{v+Np}{v+Np_0}<1, \text{ а } \frac{kRv}{NV_y}>1.$$

При снижении условие уменьшения погрешности остается тем же, так как в этом случае, хотя

$$\frac{v+Np}{v+Np_0}>1,$$

но

$$\frac{kRv}{NV_y}<-1.$$

Так как

$$k=\frac{\pi D^4}{128nlv},$$

то для увеличения k необходимо увеличивать диаметр D капилляра и уменьшать его длину l и объем v. Увеличение k лимитируется чувствительностью манометра. Действительно, из уравнения (17.9) видно, что с увеличением k уменьшается перепад давлений, измеряемый манометром. Отсюда следует, что чем чувствительнее манометр, т. е. манометрическая коробка вариометра, тем меньше будет запаздывание прибора.

Показатель степени в уравнении (17. 13)

$$\frac{kRv}{NV_y}=\frac{\pi D^4 R}{128nlNV_y},$$

так как

$$k=\frac{\pi D^4}{128nlv}.$$

Поэтому выражение (17. 13) можно написать в виде

$$p_c-p=\frac{V_y}{kR}-\frac{V_v}{kR}\left(\frac{v+Np}{v+Np_0}\right)^{\frac{\eta D^4R}{128nlNV_y}}. \tag{17.14}$$

Запаздывание показаний вариометра зависит, как это видно из выражения (17. 14), не только от диаметра и длины капилляра и объема сосуда, но и от объемной характеристики N манометрической коробки, при этом чем меньше N, тем меньше и запаздывание. Зависимость запаздывания от объема сосуда незначительна, что явствует из самой структуры члена, характеризующего запаздывание. Малое влияние объема сосуда на запаздывание очевидно из следующих соображений. С уменьшением объема уменьшается количество воздуха, которое должно пройти через капилляр, следовательно, запаздывание должно тоже уменьшиться. С другой стороны, при заданной объемной характеристике N манометрической коробки уменьшение объема сосуда увеличивает влияние деформации коробки на запаздывание, т. е. увеличивает запаздывание. Оба эти фактора взаимно компенсируются, вследствие чего запаздывание практически мало зависит от объема v.

Время, необходимое для того, чтобы перепад давлений p_c-p стал настолько близок по своему значению к $\frac{V_y}{kR}$, что разность между ними станет равной порогу чувствительности прибора δp, можно определить следующим образом:

$$\frac{V_y}{kR}\left[\frac{v+Np_0\left(1-\frac{\tau}{T_з}V_yt\right)^{\frac{1}{R\tau}}}{v+Np_0}\right]^{\frac{kRv}{NV_y}}=\delta p.$$

После соответствующих преобразований, обозначив перепад давлений, соответствующий установившемуся показанию вертикальной скорости, через $\Delta p_{уст}$, т. е. приняв, что

$$p_c-p=\frac{V_y}{kR}=\Delta p_{уст},$$

получим

$$t=\frac{T_з}{\tau V_y}\left\{1-\left[\frac{(v+Np_0)\left(\frac{\delta p}{\Delta p_{уст}}\right)^{\frac{\Delta p_{уст}N}{v}}-v}{Np_0}\right]^{R\tau}\right\}. \tag{17.15}$$

Если подъем производился не от земли, то, взяв вместо $T_з$ и p_0 величины $T_{нач}$ и $p_{нач}$ и произведя некоторые преобразования, получим

$$t=\frac{T_{нач}}{\tau V_y}\left\{1-\left[\left(\frac{\delta p}{\Delta p_{уст}}\right)^{\frac{\Delta p_{уст}N}{v}}-v\left(\frac{1-\left(\frac{\delta p}{\Delta p_{уст}}\right)^{\frac{\Delta p_{уст}N}{v}}}{Np_{нач}}\right)\right]^{R\tau}\right\}. \quad (17.16)$$

Это выражение показывает, что с уменьшением $p_{нач}$ время t увеличивается, т. е. на высоте запаздывание вариометра увеличивается (уменьшение $T_{нач}$ не может полностью скомпенсировать уменьшение $p_{нач}$). Формула эта применима для определения запаздывания как при подъеме, так и при снижении самолета.

Если определять запаздывание не из формулы (17.13), а из упрощенной формулы (17.8), то все приведенные выше рассуждения остаются в силе, но для определения времени запаздывания вместо формул (17.15) и (17.16) получим

$$t=\frac{T_{нач}}{\tau V_y}\left\{1-\left[1-\frac{\Delta p_{уст}}{p_{нач}}\ln\left(\frac{\Delta p_{уст}}{\delta p}\right)\right]^{R\tau}\right\}. \quad (17.17)$$

Формула (17.17) дает несколько заниженное значение запаздывания.

2. При испытаниях вариометров на величину запаздывания обычно проверяют не время, которое необходимо, чтобы прибор дал правильное показание, а время, по истечении которого это показание станет равным нулю (или, точнее, порогу чувствительности прибора) после прекращения подъема или снижения.

Это время будет несколько отлично от того, которое можно определить по формулам (17.15), (17.16) или (17.17). По уравнению (17.10)

$$d\gamma_{c.п}=-\frac{\gamma}{v}dv-\frac{\gamma_c}{v}dv_1.$$

По выражению (17.2)

$$dv=\frac{\pi D^2}{4}dl.$$

Заменим dl тождеством

$$dl=\frac{dl}{dt}dt=V\,dt.$$

Тогда, имея в виду, что

$$V=\frac{D^2(p_c-p)}{32\eta l},$$

найдем

$$dv=\frac{\pi D^4(p_c-p)}{128\eta l}dt. \quad (17.18)$$

Так как по условию подъем (или снижение) прекратился, то величина p (и γ) стала постоянной. Поэтому выражение (17.11) примет вид

$$dv_1=Nd\,\Delta p=Nd\,(p_c-p)=N\,dp_c. \quad (17.19)$$

Учтем изменение объема v, входящего в коэффициент правой части выражения (17.10). С достаточной степенью точности можно положить

$$v=v_0+N\,(p_c-p), \quad (17.20)$$

где v_0 — начальный объем сосуда.

Подставляя выражения (17.18), (17.19) и (17.20) в выражение (17.10) и заменяя γ_c отношением $\frac{p_c}{RT_c}$, получим

$$\frac{(v_0-Np)+2Np_c}{p_c-p}dp_c=-\frac{kpv_0}{T}dt. \quad (17.21)$$

Так как p и T величины постоянные, то, интегрируя выражение (17.21), найдем

$$-\frac{kpv_0}{T}t=(v_0+Np)\ln(p_c-p)+2Np_c+A, \quad (17.22)$$

где A — постоянная интегрирования.

В начальный момент, т. е. в момент перехода, например, от подъема к горизонтальному полету, давление внутри сосуда прибора отличается от атмосферного на величину, соответствующую показанию прибора, т. е. на

$$\Delta p=\frac{V_y}{kR}.$$

Поэтому при $t=0$ полагаем $p_c=p+\Delta p$.

Определив из этих условий значение постоянной интегрирования

$$A=-2N(p+\Delta p)-(v_0+Np)\ln\Delta p$$

и подставив его в выражение (17.22), получим

$$t=\frac{2NT}{kpv_0}[\Delta p-(p_c-p)]+\frac{(v_0+Np)T}{kpv_0}\ln\frac{\Delta p}{p_c-p}.$$

Очевидно, что p_c, уменьшаясь, станет равным p только при $t=\infty$. Практически представляет интерес момент, когда p_c-p станет равным порогу чувствительности δp.

В этом случае получим

$$t=\frac{2NT}{kpv_0}(\Delta p-\delta p)+\frac{(v_0+Np)T}{kpv_0M}\lg\frac{\Delta p}{\delta p}, \quad (17.23)$$

где M — модуль перехода от натуральных логарифмов к десятичным.

Решение (17.23) является точным. Посмотрим, чему будет равно t, если принять те же допущения, которые были приняты при выводе уравнения (17.13), т. е. если вместо коэффициента у второго слагаемого, как и в уравнении (17.12), возьмем p, а величину v будем считать постоянной и равной v_0. Величины p и T будем по-прежнему считать постоянными. Как и ранее, величины dv и dv_1 можно найти из выражений (17.18) и (17.19). Подставляя все эти величины в выражение (17.10) и заменяя γ_c отношением $\frac{p_c}{RT_c}$, а p_c величиной p, получим

$$\frac{v_0+Np}{v_0(p_c-p)}dp_c=-\frac{kp}{T}dt.$$

Интегрируя и считая начальные условия теми же, что и раньше, т. е. что при $t=0$ величина $p_c=p+\Delta p$, получим

$$t=\frac{(v_0+Np)T}{kpv_0M}\lg\frac{\Delta p}{\delta p}. \qquad (17.24)$$

Приближенное решение (17.24) отличается от точного (17.23) только первым членом в правой части. Чтобы определить погрешность формулы (17.24) для реальных конструктивных параметров и порога чувствительности $\delta p=2$ *кГ/м²*, вычислим отдельно значения первого и второго слагаемых правой части формулы (17.23) и найдем их отношение.

Примем $V_y=30$ *м/сек*, $T=288°$ K и $p=10\,332$ *кГ/м²*.

Тогда

$$\frac{2NT}{kpv_0}(\Delta p-\delta p)\approx 0{,}00725 \text{ сек.};$$

$$\frac{(v_0+Np)T}{kpv_0M}\lg\frac{\Delta p}{\delta p}\approx 7{,}94 \text{ сек.}$$

В процентах получим

$$\frac{0{,}00725\cdot 100}{7{,}94}=0{,}09\%.$$

Для встречающихся в практических условиях величин, входящих в формулы (17.23) и (17.24), погрешность составляет всего 0,09%. Поэтому можно с достаточной степенью точности рассчитывать запаздывание показаний вариометра по формуле (17.24). Такое значение погрешности является косвенным доказательством того, что допущения, принятые при выводе формулы (17.13), законны и не создают значительных погрешностей.

Из формулы (17.24) видно, что процесс установки стрелки происходит по экспоненциальному закону. Отсюда следует, что постоянную времени θ вариометра можно найти из выражения

$$\theta=\frac{(v_0+Np)T}{kpv_0}. \qquad (17.25)$$

Если пренебречь Np, полагая его малым по сравнению с v_0, что справедливо для малых давлений p (большая высота), то формула (17.25) станет еще проще и примет вид

$$\theta=\frac{T}{kp}. \qquad (17.26)$$

Из формул (17.25) и (17.26) видно, что с увеличением высоты, т. е. с уменьшением давления p, постоянная времени θ вариометра, а следовательно, и запаздывание его показаний увеличиваются.

3. В формулах (17.8) и (17.13) объем v полагали величиной постоянной. Это не совсем точно, так как деформация манометрической коробки изменяет величину объема v. Но максимальная погрешность установившегося показания вертикальной скорости, вызываемая допущением о постоянстве объема v, ничтожно мала. Обычно коробка вариометра имеет следующие параметры: внешний диаметр 50 *мм*, диаметр жесткого центра 15 *мм*, полный ход 0,6 *мм*. Приближенно приращение объема коробки можно положить равным усеченному конусу с диаметрами оснований 50 и 15 *мм* и высотой 0,6 *мм*. Такое изменение объема равно

$$\Delta v=\frac{1}{3}\pi w(R^2+Rr+r^2)\approx 0{,}55 \text{ см}^3.$$

Так как объем v обычно равен 250 *см³*, то максимальная погрешность в процентах равна

$$\frac{\Delta v}{v}100=\frac{0{,}55}{250}100\approx 0{,}22\%.$$

Эта погрешность обладает одной особенностью: ее можно учесть при градуировании шкалы прибора, так как она является функцией только показания и не зависит от высоты полета.

4. Определим погрешность, вызываемую изменением коэффициента вязкости воздуха η, проходящего через капилляр, в зависимости от температуры окружающей среды. Если конструкция прибора такова, что воздух, подходя к капилляру, успевает изменить свою температуру до температуры окружающей среды, т. е. до температуры воздуха на высоте H полета, то коэффициент вязкости воздуха η также изменится в соответствии с температурой воздуха.

В диапазоне температур, при которых работает вариометр, коэффициент вязкости воздуха η можно с достаточной степенью точности (до 2%) считать пропорциональным абсолютной температуре, т. е.

$$\eta=nT_H,$$

где

$$n=0{,}62152\cdot 10^{-8} \text{ кГ сек/м}^2 \text{ град}.$$

При этом допущении коэффициент в дифференциальном уравнении (17.7) уже не будет постоянной величиной, а будет зависеть от температуры окружающего воздуха

$$\frac{\pi D^4 T_c}{128 n l v T_H} = k\frac{T_c}{T_H}.$$

Перепад давлений, измеряемый манометрической коробкой вариометра, уже нельзя определять по формуле (17.9), а значение его можно определить из выражения

$$p_c - p = \frac{V_y}{kR}\frac{T_H}{T_c}. \qquad (17.27)$$

(До сих пор величину T_H мы считали постоянной, хотя это и не является справедливым. Как будет показано ниже, такое допущение большой погрешности в величине перепада не вызывает).

Разность между расчетным перепадом давлений

$$\Delta p = \frac{V_y}{kR}$$

и действительным перепадом давлений

$$\Delta p_д = \frac{V_y}{kR}\frac{T_H}{T_c},$$

равная

$$\Delta p - \Delta p_д = \frac{V_y}{kR}\left(1 - \frac{T_H}{T_c}\right),$$

и является погрешностью, измеряемой в единицах давления.

Относительная погрешность

$$\beta_1 = \frac{\Delta p - \Delta p_д}{\Delta p} = 1 - \frac{T_H}{T_c}. \qquad (17.28)$$

Если объем v термически изолирован полностью, то

$$T_c = T_з,$$

а максимальная погрешность

$$\beta_1' = \left(1 - \frac{T_H}{T_з}\right) = \frac{\tau H}{T_з}, \qquad (17.29)$$

так как

$$T_H = T_з - \tau H.$$

В этом случае максимальная погрешность β_1' возрастает прямо пропорционально высоте и может достигнуть значительной величины. Эта максимальная погрешность будет наблюдаться на высоте $H = 11\,000$ *м* и в процентах равна

$$\beta_1' = \frac{0{,}0065 \cdot 11\,000}{288} 100 \approx 24{,}8\%^{*}.$$

В том случае, когда объем v термически изолирован не полностью, остается справедливой формула (17.28).

Погрешность β_1 имеет знак плюса, т. е. показания прибора несколько занижены [см. уравнение (17.27)].

В связи с тем, что относительная погрешность β_1 достигает значительной величины, естественно возникает предположение, что полная термическая изоляция объема v является излишней.

В случае неполной термоизоляции будет иметь место относительная погрешность β_1, но появится и погрешность, возникающая вследствие уменьшения давления внутри объема v с понижением температуры. Таким образом, p_c будет уменьшаться не только вследствие вытекания воздуха через капилляр, но и вследствие понижения температуры. Эта погрешность (которую обозначим β_2), также будет иметь знак плюса, т. е. показания будут заниженными.

Допустим, что при подъеме на высоту ΔH атмосферное давление уменьшится на величину Δp. При постоянной вертикальной скорости полета (V_y=const) давление внутри сосуда (корпуса) объемом v также уменьшится на Δp, так как давление внутри сосуда больше атмосферного давления на постоянную разность $p_c - p$. По мере набора высоты температура окружающей среды, а следовательно, и в сосуде будет понижаться, так как термоизоляция будет неполной. Предположим, что при подъеме на высоту ΔH температура в сосуде понизится на величину δT. Вследствие этого давление в сосуде уменьшится на величину $\delta_2 p$, т. е. и разность давлений $p_c - p$ уменьшится на величину $\delta_2 p$. В отношении показания прибора это явление соответствует такому положению, как если бы p при подъеме уменьшилось не на величину Δp, а на $\Delta p - \delta_2 p$, т. е. самолет поднялся не на высоту ΔH, а на высоту несколько меньшую. Очевидно, справедливо соотношение

$$\frac{\delta_2 p}{p} = \frac{\delta T}{T_c} \quad \text{или} \quad \delta_2 p = \frac{p\,\delta T}{T_c}, \qquad (17.30)$$

где $\delta_2 p$—погрешность показания прибора в единицах давления.

* Для проверки неточности величины β_1', возникшей вследствие допущения, что величина T_H постоянна и при интегрировании дифференциального уравнения вариометра может быть вынесена за знак интеграла, было проведено численное интегрирование по методу Адамса, причем было принято, что T_H величина переменная. Погрешность β_1' оказалась равной 24,4%, откуда следует, что сделанное выше допущение справедливо. Численное интегрирование было проведено В. Д. Некрасовым.

Разделим левую и правую части соотношения (17.30) на Δp, т. е. на величину падения давления при подъеме на высоту ΔH. Отношение

$$\frac{\delta_2 p}{\Delta p}=\beta_2$$

будет относительной погрешностью показания. Отсюда

$$\beta_2=\frac{\delta T}{\Delta p}\frac{p}{T_c}.$$

Разделив числитель и знаменатель на ΔH и переходя к пределу, получим

$$\beta_2=\frac{\frac{dT_c}{dH}p}{\frac{dp}{dH}T_c}. \qquad (17.31)$$

Это выражение и является относительной погрешностью, возникающей вследствие изменения температуры внутри сосуда, причем T_c является функцией теплопроводности стенок сосуда.

При неполной термоизоляции появляются как погрешность β_1, вызываемая изменением вязкости η воздуха с изменением температуры, так и погрешность β_2. Так как обе эти погрешности имеют одинаковый знак (плюс), то полная температурная погрешность

$$\beta=\beta_1+\beta_2.$$

Подставляя значения β_1 и β_2 из выражений (17.28) и (17.31), получим

$$\beta=\left(1-\frac{T_H}{T_c}\right)+\frac{\frac{dT_c}{dH}p}{\frac{dp}{dH}T_c}.$$

Имея в виду, что $\frac{dp}{dH}=-\gamma$, а $\frac{p}{\gamma}=RT_H$, получим

$$\beta=1-\frac{T_H}{T_c}-R\frac{dT_c}{dH}\frac{T_H}{T_c}, \qquad (17.32)$$

где

$$T_з>T_c>T_H.$$

Зависимость T_c от коэффициента теплопроводности стенок сосуда вариометра (или корпуса вариометра в случае отсутствия сосуда) можно определить следующим образом. Охлаждение сосуда происходит по закону Ньютона

$$\frac{dT_c}{dt}=-\xi(T_c-T_H),$$

где ξ — коэффициент, измеряемый в сек.$^{-1}$;
t — время.

Имея в виду, что $T_H=T_з-\tau V_y t$, получим

$$T_c=T_з-\tau V_y t+\frac{\tau V_y}{\xi}+Ae^{-\xi t},$$

где A — постоянная интегрирования.

Полагая, что при $t=0$ температура $T_c=T_з$, получим

$$T_c=T_з-\tau V_y t+\frac{\tau V_y}{\xi}(1-e^{-\xi t}). \qquad (17.33)$$

Затем необходимо продифференцировать T_c по H.

Так как $t=\frac{H}{V_y}$, то вместо выражения (17.33) можно написать

$$T_c=T_з-\tau H+\frac{\tau V_y}{\xi}\left(1-e^{-\xi\frac{H}{V_y}}\right).$$

Дифференцируя, получим

$$\frac{dT_c}{dH}=-\tau(1-e^{-\xi t}). \qquad (17.34)$$

Подставляя выражения (17.33) и (17.34) в (17.32), получим

$$\beta=1-[1-R\tau(1-e^{-\xi t})]\frac{T_H}{T_H+\frac{\tau V_y}{\xi}(1-e^{-\xi t})}. \qquad (17.35)$$

Это выражение и служит для определения полной температурной погрешности β в зависимости от коэффициента ξ (фиг. 17.7). На фиг. 17.7 приведены кривые (для двух высот) зависимости погрешности показаний прибора от величины a, где $a=\xi t$. Для каждой кривой величина $t=\text{const}$.

Когда коэффициент ξ стремится к бесконечности, т. е. термоизоляции нет совсем, погрешность β_1 становится равной нулю и из выражения (17.35) получим

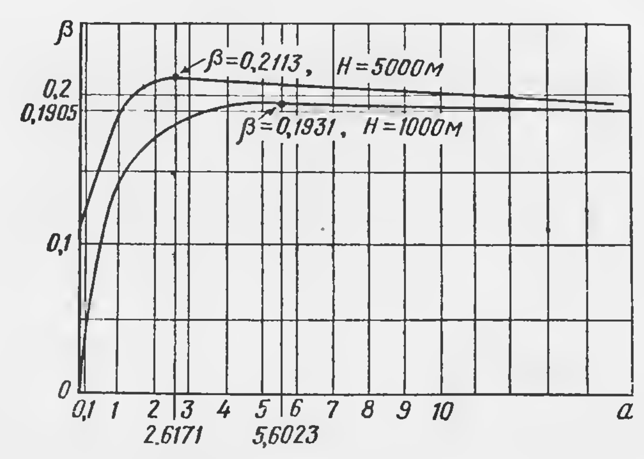
$$\beta_2'=R\tau,$$

т. е. относительная погрешность становится постоянной, если принять, что температурный градиент есть также величина постоянная. В процентах погрешность β_2' равна

$$\beta_2'=29{,}3\cdot 0{,}0065\cdot 100=19\%.$$

Так как предполагается, что β_2' есть величина постоянная, то ее можно учесть в шкале прибора. Однако этот учет в свою очередь даст погрешность при нестандартном распределении температуры по высоте. Эта погрешность особенно велика ($>19\%$) в случае инверсии, т. е. когда с набором высоты температура повышается, а не падает.

Из фиг. 17.7 видно, что наивыгоднейшим значением будет $\xi=0$, так как при этом для высоты до 8450 *м* значения β будут минимальными. Для высоты более 8450 *м* становится выгодным значение $\xi=\infty$.



Фиг. 17.7. Кривые зависимости погрешности показаний вариометра от коэффициента a, пропорционального теплопроводиости стенок сосуда.

Промежуточные значения коэффициента ξ дают погрешность бо́льшую, чем $\xi=0$ или $\xi=\infty$ *.

Связь между коэффициентом ξ и коэффициентом теплопроводности λ и другими параметрами стенок сосуда и воздуха внутри сосуда можно выразить формулой

$$\xi=\frac{\lambda S}{c_p m h},$$

где λ — коэффициент теплопроводности стенок сосуда;
S — поверхность сосуда;
h — толщина стенки;
m — масса воздуха в сосуде;
c_p — теплоемкость воздуха внутри сосуда.

* Так как вариометры в основном используются на высоте до 8450 *м*, то очевидно, что наивыгоднейшей следует считать наиболее полную термоизоляцию. Это, конечно, относится к вариометрам, не компенсированным на рассмотренную выше методическую погрешность.

Для воздуха $c_p \approx 2{,}32\cdot10^3$ *кал м/кГ сек² град*, для бакелита $\lambda\approx$ $\approx 4\cdot10^{-2}$ *кал/м сек град*.

При определении коэффициента ξ для вариометров, в которых в качестве сосуда используется корпус самого прибора, следует учитывать теплоемкость деталей и узлов механизма прибора, находящихся внутри корпуса.

Для латуни $c_p=0{,}9\cdot10^3$ *кал м/кГ сек² град*.
Для алюминия $c_p=2{,}05\cdot10^3$ *кал м/кГ сек² град*.

5. Элементы расчета вариометра

В расчет вариометра должны входить: 1) расчет капилляра или капилляров, 2) расчет чувствительных элементов и 3) расчет передаточного механизма.

Расчет капилляра

Расчет капилляра производят по двум формулам:

1) по формуле, связывающей перепад давлений Δp, измеряемый манометрической коробкой вариометра, с вертикальной скоростью самолета;

2) по приближенной формуле, определяющей постоянную времени θ вариометра. Эти формулы имеют вид

$$\Delta p=\frac{128 n l v_0}{\pi D^4 R} V_y; \qquad (17.36)$$

$$\theta=\frac{(v_0+Np)\,\Delta p R T}{p r_0 V_y}. \qquad (17.37)$$

Здесь Δp — перепад давлений;

$$n=\frac{\eta}{T_з};$$

η — абсолютная вязкость воздуха, равная $1{,}79\cdot10^{-6}$ *кГ сек/м²* (при $T=288°$ K);
l — длина капилляра;
v_0 — объем сосуда или корпуса вариометра;
D — диаметр капилляра;
T — абсолютная температура;
R — газовая постоянная, равная 29,27 *м/град*;
V_y — вертикальная скорость самолета;
θ — постоянная времени вариометра;
p — атмосферное давление на высоте полета;
N — объемная характеристика коробки, равная $bS_{эф}$;
$b=\frac{w_0}{\Delta p}$ — коэффициент упругости манометрической коробки;
w_0 — прогиб коробки при перепаде давлений Δp;
$S_{эф}$ — эффективная площадь мембраны.

В случае применения нескольких капилляров формула (17.36) примет вид

$$\Delta p = \frac{128\eta l v_0}{\pi D^4 RTm} V_y, \qquad (17.38)$$

где m — число капилляров.

Расчет производят в следующем порядке.

1. По формуле (17.37) находят Δp, при этом полагают $\theta = 1$—3 сек.

2. Задавшись отношением

$$\frac{l}{D} \geqslant 100,$$

по формуле (17.36) находят величину D (или l) для максимального значения V_y. При этом значение величины D должно быть больше или равно 0,4 *мм*, а величина l — меньше или равна 60 *мм*. Если эти условия не удовлетворяются, то D и l определяют по формуле (17.38), полагая $m > 1$.

3. Найденные значения упомянутых величин должны удовлетворять, кроме того, еще двум ограничивающим условиям.

а) Скорость потока воздуха V в капилляре должна быть такой, чтобы число Re было меньше 1000, т. е. чтобы удовлетворялось неравенство

$$\mathrm{Re} = \frac{VD\rho}{2\eta} < 1000,$$

где ρ — плотность воздуха;

V — средняя скорость потока воздуха в капилляре. Значение величины V определяется по формуле

$$\Delta p = \frac{32\eta l}{D^2} V + \rho V^2. \qquad (17.39)$$

Второе слагаемое правой части определяет повышение перепада давлений Δp за счет кинетической энергии потока воздуха, не учитываемое в формуле Гагена—Пуазейля (17.4).

б) Второй член правой части уравнения (17.39) должен составлять не более 0,03—0,04 от первого слагаемого, т. е. должно удовлетворяться неравенство

$$\frac{\rho VD^2}{32\eta l} \leqslant 0{,}03.$$

Следует отметить, что отношение $\frac{\rho VD^2}{32\eta l}$ зависит от давления p на высоте полета. Действительно, если вместо величины V подставить ее выражение из приближенной формулы (17.4) (что не внесет существенных искажений в результат, так как погрешность

этой формулы не должна превышать 3%), то, полагая $\rho = \frac{p}{RTg}$, получим

$$\frac{\rho VD^2}{32\eta l} = \frac{V_y v p}{8\pi\eta R^2 T^2 g l} \leqslant 0{,}03.$$

Отсюда видно, что если упомянутое неравенство удовлетворится у земли, т. е. при максимальном значении p и при максимальном значении V_y, то оно автоматически удовлетворится при всех возможных условиях полета.

Если указанные выше неравенства не удовлетворяются, то следует увеличить число m капилляров.

Расчет чувствительного элемента

Для чувствительного элемента вариометра применяются манометрические коробки с линейной характеристикой, т. е. такие коробки, у которых ход пропорционален замеряемому перепаду давлений

$$w_0 = b\,\Delta p.$$

Величина b обычно колеблется в пределах $1 \cdot 10^{-5}$—$1{,}5 \cdot 10^{-5}$ [$м^3/кГ$]. Более подробно о расчете манометрических коробок см. гл. II.

Расчет передаточного механизма

1. В вариометре чувствительный элемент работает как на расширение, так и на сжатие. В связи с этим у кривошипно-шатунного механизма, преобразующего поступательное движение жесткого центра манометрической коробки во вращательное движение оси сектора, начальное положение, т. е. положение, при котором коробка не нагружена ($V_y = 0$), должно быть таким, чтобы плечо и тяга (кривошип и шатун) были взаимно-перпендикулярны или близки к перпендикулярности (фиг. 17.8).

Плечо (кривошип) кривошипно-шатунного механизма для устойчивой работы должно быть не менее 3,5—4 *мм*. Тягу делают обычно не менее 16 *мм*. Дезаксиал должен быть приблизительно равным плечу (или несколько меньшим). Зная ход коробки и выбрав параметры кривошипно-шатунного механизма, можно определить угол α поворота кривошипа по приближенной формуле

$$\sin\alpha = \frac{w_0}{a},$$

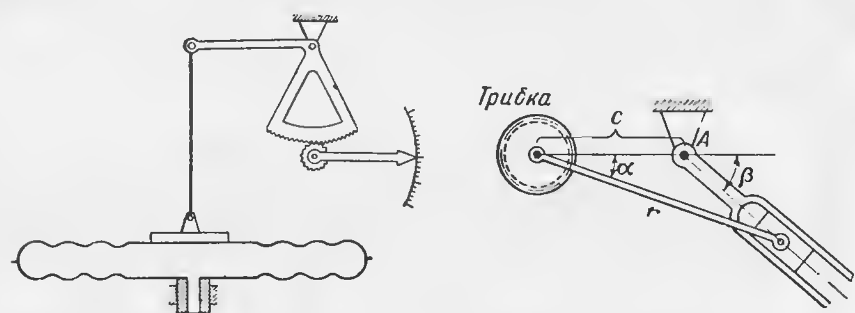
где a — длина плеча.

2. Зная угол α поворота кривошипа и угол шкалы φ, определяют передаточное отношение между сектором и трибкой

$$i = \frac{\varphi}{\alpha}.$$

Обычно модуль сектора и трибки принимают равным 0,15; число зубьев трибки—бо́льшим или равным 12.

3. В некоторых приборах применяют затухающую шкалу. Для этого в передачу вводят кулисный механизм, который включают обычно между трибкой и стрелкой. Пусть плечо r (фиг. 17.9) жестко связано с трибкой, поворачивающейся на угол α. При своем повороте плечо r повертывает кулису, ось которой совпадает с точкой A.



Фиг. 17. 8. Схема передаточного механизма.

Фиг. 17. 9. Схема кулисного механизма.

Ось кулисы является одновременно осью стрелки. Угол поворота кулисы β будет углом поворота стрелки прибора. Угол β определяется по формуле

$$\operatorname{tg}\beta = \frac{r\sin\alpha}{r\cos\alpha - c},$$

где c — расстояние между осями трибки и стрелки.

При равномерном увеличении угла α угол β будет увеличиваться со все уменьшающейся скоростью.

Действительно

$$\frac{d\beta}{d\alpha} = \frac{1 - \frac{c}{r}\cos\alpha}{1 - 2\frac{c}{r}\cos\alpha + \left(\frac{c}{r}\right)^2}.$$

При $\alpha = 0$ передаточное число $\frac{d\beta}{d\alpha} = \frac{1}{1 - \frac{c}{r}}$ $\left(\text{причем } \frac{c}{r} < 1\right)$, при $\alpha = \frac{\pi}{2}$ передаточное число $\frac{d\beta}{d\alpha} = \frac{1}{1 + \left(\frac{c}{r}\right)^2}$, при $\alpha = \pi$ передаточное число $\frac{d\beta}{d\alpha} = \frac{1}{1 + \frac{c}{r}}$.

Отсюда видно, что одному и тому же значению угла α в начале шкалы будет соответствовать большее значение угла β, т. е. больший угол поворота стрелки, чем в конце шкалы (после поворота стрелки на угол, близкий к 180°).

Подбирая значения c и r, можно регулировать неравномерность шкалы. Чем меньше отношение $\frac{c}{r}$, тем больше неравномерность шкалы.



Фиг. 17. 10. Вариометр с диапазоном измерения до ±150 *м/сек.*

Задавшись неравномерностью, т. е. отношением расстояния между делениями в начале шкалы к расстоянию между делениями в конце шкалы, можно получить отношение $\frac{c}{r}$.

Пусть эта неравномерность равна 2,5. Тогда

$$\frac{1}{1 - \frac{c}{r}} : \frac{1}{1 + \frac{c}{r}} = 2{,}5$$

или

$$\frac{c}{r} = \frac{3}{7} \approx 0{,}43.$$

Если кулисный механизм включен до трибки, на оси которой укреплена стрелка, как это выполнено у вариометра с диапазоном измерений до ±150 *м/сек* (фиг. 17. 10), то расчет кулисного механизма проводится аналогично предыдущему, но угол β будет уже не углом поворота стрелки, а углом поворота некоторого зубчатого колеса (заменившего собой сектор), сцепленного с трибкой.

ЛИТЕРАТУРА

1. Андреева Л. Е., Определение характеристики и эффективной площади гофрированной мембраны с жестким центром. Научные труды высшей школы, № 1, 1958.
2. Андреева Л. Е., Расчет характеристик гофрированных мембран, «Приборостроение», 1956, № 3.
3. Бейзельман Р. Д., Спицын Н. А., Цыпкин Б. А., Подшипники качения, Машгиз, 1945.
4. Браславский Д. А., Логунов С. С., Пельпор Д. С., Расчет и конструкция авиационных приборов, Оборонгиз, 1954.
5. Вовченко Н. Я., Юркевич А. П., К вопросу расчета кинематической температурной компенсации. Авиационное приборостроение и автоматика, Сборник статей под редакцией проф. Б. А. Рябова, Оборонгиз, 1959.
6. Дмитриев Е И., Измерение малых перемещений индуктивным методом, изд. АН СССР, 1945.
7. Дроздов Ф. В., Детали приборов, Оборонгиз, 1948.
8. Королев В. И., Расчет сильфонов, «Вестник Московского университета», 1954, № 9.
9 Кульбуш Г. Г., Электрические пирометры. ГНТИ, 1937.
10. Левинсон Я. И., Аэродинамика больших скоростей, Оборонгиз, 1950.
11. Мильштейн В. Н., Основы электрического расчета индуктивных измерителей, «Автоматика и телемеханика», 1940, № 2.
12. Молчанов П. А., Курс аэронавигации, ОНТИ, 1937.
13. Нагаткин А. Г., Манометр высокого давления с трубчатой пружиной нового типа, «Приборостроение», 1956, № 5.
14. Нестеренко А. Д., Основы расчета электроизмерительных схем уравновешивания, Изд. АН УССР, 1953
15. Новодворский Е. П., Об одном способе синтеза механизмов, Труды семинара по теории машин и механизмов при Институте машиноведения Академии Наук СССР, вып. 42, 1951.
16. Панов Д. Ю., О некоторых вопросах биметалла, Труды ВВИА им. Жуковского, вып. 274, 1948.
17. Пономарев Н. Н. (под редакцией), Теория, расчет и конструирование электроизмерительных приборов, Ленинград, 1943.
18. Розе Н. В. (под редакцией). Теоретическая механика, ч. II, ГТТИ, 1933.
19. Тихменев С. С., Теория авиационных приборов, изд. ВВИА им. Жуковского, 1940.
20. Тихменев С. С., Биметаллическая температурная компенсация, «Точная индустрия», 1938, № 2.
21. Тихменев С. С., Элементы точных приборов, Оборонгиз, 1956.
22. Туричин А. М., Электрические измерения неэлектрических величин, ГЭИ, 1951
23. Феодосьев В. И., Расчет тонкостенных трубок Бурдона эллиптического сечения энергетическим методом, Оборонгиз, 1940.
24. Феодосьев В. И., Упругие элементы точного приборостроения, Оборонгиз, 1949.

25. Фридлендер Г. О., Теория индикатора первой производной высоты (вариометра), «Автоматика и телемеханика», 1938, № 4—5.
26. Фридлендер Г. О., Селезнев В. П., Пилотажные манометрические приборы, компасы и автоштурманы, Оборонгиз, 1953.
27. Харкевич А. А., Теория электроакустических аппаратов, Связьтехиздат, 1940.
28. Чистяков Н. Н., Электрические авиационные приборы, Оборонгиз, 1950.
29. Шиллер Л., Движение жидкостей в трубах, ОНТИ, 1937.
30. Шляндин В. М., Элементы автоматики и телемеханики, Оборонгиз, 1956.
31. Шрамков Е. Г. (под редакцией), Электрические и магнитные измерения, ОНТИ, 1937.

ОГЛАВЛЕНИЕ

Василий Афанасьевич Боднер, Гавриил Оскарович Фридлендер, Николай Иосафович Чистяков

АВИАЦИОННЫЕ ПРИБОРЫ

Редактор *О. Н. Буракова* Техн. ред. *Л. А. Гарнухина*

Г-62520 Подписано в печать 23/III 1960 г. Учетно-изд. л. 29,13
Формат бумаги 60×92¹/₁₆=16,0 бум. л.—32,0 печ. л.
Цена 11 р. 70 к. Тираж 10 000 экз. Заказ 628/1609

Типография Оборонгиза

Замеченные опечатки

Стр.	Строка	Напечатано	Следует читать
248	1, 3 и 6 снизу	$c_п$	$c_ч$
250	9 снизу	$\left(\frac{1}{c_c}+\frac{1}{c_п}\right)$	$\left(\frac{1}{c_c}+\frac{1}{c_ч}\right)$
464	5 сверху	$\left\{\sqrt{\frac{T_H\left[\left(\frac{\Delta p}{p_1}+1\right)^{\frac{k-1}{k}}-1\right]}{T_з\left[\left(\frac{\Delta p}{p_0}+1\right)^{\frac{k-1}{k}}-1\right]}}-1\right\}$	$\left\{\sqrt{\frac{T_H\left[\left(\frac{\Delta p}{p_1}+1\right)^{\frac{k-1}{k}}-1\right]}{T_з\left[\left(\frac{\Delta p}{p_0}+1\right)^{\frac{k-1}{k}}-1\right]}-1}\right\}$
472	Фиг. 16.11 (ось ординат)	f	w_0

Заказ 628/1609